Biblioteczka Skrzydlatej Polski



Piotr Butowski

Samoloty MiG

Opracowanie graficzne *Tadeusz Pietrzyk*
Ilustrację na okładkę wykonał *Piotr Butowski*
Autor rysunków *Piotr Butowski*

629.002/091/

Jest to kolejna pozycja „Biblioteczki Skrzydlatej Polski", poświęcona w całości rozwojowi typowej „rodziny" samolotów myśliwskich w okresie ostatnich 40 lat, a mianowicie samolotów zespołu konstruktorskiego Mikojana i Guriewicza.
Historia konstrukcji MiG przedstawia burzliwy okres rozwoju samolotu myśliwskiego, jego części składowych i parametrów, a ponadto styl konstrukcji jednej firmy.

Opiniodawca *Tadeusz Malinowski*
Redaktor książki *Barbara Gluch*
Redaktor techniczny *Jadwiga Majewska*
Korektor *Halina Miechowicz*

ISSN 0239-5983

ISBN 83-206-0606-3

Spis treści

Od Autora

Słowo „mig", zarówno w języku polskim, jak i rosyjskim, oznacza coś niezwykle szybkiego, mgnienie, błysk. Ale ma ono i drugi sens: MiG to nazwa samolotów radzieckiego zespołu konstruktorskiego Mikojana i Guriewicza. Samoloty MiG nie przynoszą wstydu słowu „mig". Od czterdziestu kilku lat należą do najszybszych samolotów świata, wielokrotnie zdobywały światowe rekordy prędkości.

Chcę w tej książce ukazać powstawanie kolejnych konstrukcji MiG, ich rozwój i zastosowanie. Szczególnie wiele uwagi poświęcam problemom, jakie każdorazowo stawały przed konstruktorami. Pierwsze rozdziały to historia samolotów MiG. Mało tam jest liczb, konkretnych parametrów taktycznych i technicznych, jednak dla całości właśnie te rozdziały są najistotniejsze. Główne pytanie, na jakie starałem się w nich odpowiedzieć brzmi „dlaczego?". W jakim celu powstawały poszczególne samoloty? Z jakich powodów przyjmowano w nich takie, a nie inne rozwiązania? Uzupełnienie stanowi dodatek składający się niemal wyłącznie z liczb, tabel, szczegółowych opisów technicznych.

Nie byłbym w stanie napisać tej książki, gdyby nie współpraca moich Przyjaciół, za którą jestem im szczerze wdzięczny.

Autor

Gdańsk, w lutym 1984 r.

Zespół

1

Maleńka górska wioska Sanain leży między Erewaniem a Tbilisi. Tam, 5 sierpnia 1905 r., w rodzinie stolarza Owanesa Mikojana, pracującego w hucie miedzi należącej do kapitału francuskiego, urodził się kolejny syn — Anuszawan. Miał on już dwóch starszych braci i dwie siostry. Dzieciństwo Anuszawana było typowe: pracować zaczął wcześniej niż się uczyć, a i szkoła w Sanainie nie była okazała — wszystkiego dwie klasy. Gdy wybuchła wojna światowa chłopiec miał dziewięć lat. Armenia nie była wówczas bezpiecznym krajem. Po tureckich pogromach w końcu XIX wieku nastąpił kolejny w roku 1915, gdy Turcja jako sojusznik Niemiec walczyła przeciwko Rosji. W 1918 r. Turcy wkroczyli do Sanainu, cała ludność, w tym i rodzina Mikojanów, ukryła się w górach. Tego samego roku nastąpiło wydarzenie, które Mikojan wspominał po latach: „wtedy postanowiłem, że będę lotnikiem". Na niewielkim kawałku płaskiego terenu nad skrajem przepaści wylądował uszkodzony Farman, obiekt zachwytu miejscowych dzieci. Mały Anuszawan spędził przy nim całą noc.

Matka, która bardzo chciała zapewnić swoim dzieciom wykształcenie, a nie mogła po śmierci ojca podołać licznym obowiązkom, zawiozła trzynastoletniego Anuszawana do rodziny w Tbilisi. Młody chłopiec po raz pierwszy jechał koleją, po raz pierwszy także zobaczył miasto. Zetknął się tutaj z nielegalnym ruchem robotniczym, rewizjami i aresztowaniami wśród rodziny, u której mieszkał. Jego starszy brat Anastas był już wtedy znanym działaczem komunistycznym. Gdy w 1921 r. w Armenii nastała władza radziecka, Anuszawan zakładał pierwszą grupę komsomolską w rodzinnej wsi. W 1923 r. Anastas zabrał młodszego brata do siebie, do Rostowa nad Donem, gdzie Anuszawan skończył szkołę zawodową przy fabryce maszyn rolniczych „Krasnyj Aksaj" i został pomocnikiem tokarza. Wtedy ujawniła się jego cecha bardzo przydatna w życiu: gdy coś robił, koncentrował się na tym bez reszty. Potrafił pracować równomiernie, starannie. W 1924 r. został przyjęty do RKP (b).

Moskwa zrobiła na nim duże wrażenie, gdy przyjechał tam w listopadzie 1924 r. Chciał się dalej uczyć, ale najpierw trzeba było zarabiać na życie. Ze zdobyciem pracy nie miał kłopotów, był przecież tokarzem, a to w kraju budującym potężny przemysł zawód zawsze potrzebny. Gorzej było z mieszkaniem — żył w wynajętym kącie w kuchni, bez żadnych wygód. Nie mogło to pozostać bez śladu na zdrowiu. Pojawiła się gruźlica, później zaleczona (był to szczęśliwy traf, gdyż w tych latach możliwości zwalczania gruźlicy przez medycynę były znikome). W moskiewskiej fabryce „Dynamo" Mikojan był bardzo lubiany przez współtowarzyszy pracy,



Artiom Mikojan

którzy pomogli mu w trudnej sytuacji życiowej. Jeden z nich, inżynier Dodew, zabrał młodego tokarza do swojego mieszkania. Oni też „przemianowali" Anuszawana na Artioma. Imię to tak przyjęło się wśród znajomych, że później Mikojan podawał je także w oficjalnych dokumentach. W fabryce „Dynamo" Mikojan pracował do 1928 r., później przez kilka miesięcy był sekretarzem organizacji partyjnej. W grudniu 1928 r. powołano go do służby wojskowej. W piechocie służył krótko, później poszedł do szkoły wojsk pancernych w Orle. Po powrocie z wojska w 1930 r. znów praca polityczna, dająca tak przydatne później doświadczenie organizatorskie. Wtedy też podejmował życiowe decyzje. Chciał uczyć się dalej — to pewne, ale czego? Zainteresowania miał szerokie, wahał się między naukami humanistycznymi a technicznymi.

25 stycznia 1931 r. zjazd Komsomołu ustanowił patronat młodzieży nad siłami powietrznymi. Organizacja młodzieżowa rekomendowała do lotnictwa także Artioma Mikojana. Skierowano go na studia do Akademii Lotniczej im. Żukowskiego, choć nie była to sprawa prosta. Mikojan nie miał pełnego średniego wykształcenia i musiał je uzupełniać na kursach przygotowawczych, ale w tych trudnych czasach nie był wcale wyjątkiem.

Akademia im. Żukowskiego była centrum lotniczej myśli technicznej. Wśród wykładowców wielkie nazwiska. Aerodynamiki uczyli Wietczinkin, Juriew i Pysznow, z silnikami zapoznawali słuchaczy Stieczkin i Głuszko, z matematyką Gołubiew. Wiele dał słuchaczom Bołchowitinow, nie tylko inżynier, ale wprost filozof i teoretyk rozwoju lotnictwa. Z grona słuchaczy wywodzą się prawie wszyscy generalni i główni konstruktorzy samolotów i silników, specjaliści od uzbrojenia i wyposażenia, uczeni, dyrektorzy i główni inżynierowie zakładów przemysłu lotniczego.

Początkowo Mikojanowi było nielekko, odczuł brak solidnego przygotowania, np. matematycznego, jednak dobra atmosfera w akademii była pomocna w jego nadrobieniu. Szeroko

rozwinięta była koleżeńska pomoc, różnego rodzaju koła zainteresowań (jedno z ciekawszych to grupa entuzjastów zajmujących się techniką odrzutową, rakietoplanami, saniami o napędzie odrzutowym i in.). Skład słuchaczy Akademii im. Żukowskiego był w tych czasach swoisty. Mniej więcej połowę stanowili odkomenderowani tutaj z sił powietrznych piloci, dowódcy wojskowi, technicy, drugą połowę — cywile, często prosto ze szkół, z lepszym przygotowaniem ogólnym. Taki skład osobowy dawał dobre efekty. Latem wszyscy wyjeżdżali na obozy szkoleniowe, podczas których odbywały się także loty. Mikojan latał ze swoim znajomym z zajęć sportowych na basenie pływackim, Andriejem Koczetkowem, późniejszym Bohaterem Związku Radzieckiego i pilotem-oblatywaczem. Ich przyjaźń trwała kilkadziesiąt lat i Koczetkow wielokrotnie oblatywał samoloty Mikojana. Podczas obozu w 1933 r. Mikojan po raz pierwszy skakał ze spadochronem. W tych latach spadochroniarstwo dopiero zaczynało się rozwijać i nie każdy decydował się na skok z samolotu.

Jednocześnie ze studiami w akademii Mikojan w moskiewskim aeroklubie przeszedł kurs pilotażu na samolocie U-2. Interesowało go, jak zachowuje się samolot w powietrzu, od czego zależy jego zwrotność, prędkość, łatwy start i lądowanie. Podczas samodzielnych lotów przekonywał się jak to wygląda nie tylko na desce kreślarskiej, ale również w praktyce. Przed ukończeniem akademii słuchacze odbywali praktykę specjalizacyjną. Mikojan w 1935 r. trafił do Charkowa, będącego wówczas prężnym ośrodkiem techniki lotniczej (tam na przykład powstał w 1931 r. samolot pasażerski ChAI-1, pierwszy w ZSRR samolot z wciąganym podwoziem). W biurze konstrukcyjnym, w którym przebywał Mikojan, trwały próby w locie samolotu myśliwskiego Z, konstrukcji Grigorowicza, z nowymi działkami odrzutowymi Kurczewskiego. Praktykant jeździł na lotnisko, uczestniczył w dyskusjach nad rezultatami prób. Jego wypowiedzi były zawsze przemyślane, wnikające w głąb problemu. Był to okres szybkiego zdobywania doświadczenia przez Mikojana jako inżyniera lotniczego. Konstrukcje, z którymi zapoznał się w Charkowie, długie spotkania i rozmowy z profesorami Proskurą i Niemanem wzbogaciły jego wiedzę, pozwoliły uwierzyć w siebie.

Po powrocie do Moskwy Artiom Mikojan zaproponował koledze z akademii Samarinowi zbudowanie awionetki. Dzięki pomocy znajomego, który rozumiał chęć Mikojana sprawdzenia się w choćby niewielkiej, ale samodzielnej pracy konstruktorskiej, dostali silnik o mocy 19 kW. Wymagał on generalnego remontu, do samolotu nadawał się ledwie-ledwie, ale było już od czego zacząć. Pomogli dwaj koledzy: Tiercijew i Rodin, którzy przebudowali i wyregulowali silnik, do „grupy konstruktorskiej" dołączył także trzeci — Pawłow. Faktycznym kierownikiem zespołu był Mikojan, on także wykonał podstawowe obliczenia.

Mimo ograniczonych możliwości aspiracje młodych studentów były duże. Oczywiście układ klasyczny samolotu uznali oni za nieinteresujący, niegodny tak ambitnych konstruktorów. Postanowili zbudować jednopłat ze śmigłem pchającym. Silnik umieścili na wysięgniku nad skrzydłem. Obliczenia i koncepcję układu samolociku zatwierdzili Pysznow i Bołchowitinow. Artiom Mikojan porozumiał się z pobliską fabryką mebli, w której wykonano drewniane śmigło. Projekt samolociku, nazwanego przez konstruktorów „Oktiabrionok", otrzymał bardzo pochlebną opinię komisji technicznej moskiewskiego Osoawiachimu, gdzie był zgłoszony do konkursu. „Oktiabrionok" miał kilka zalet. Przede wszystkim był samolotem tanim, prototyp kosztował jedynie 12 tys. ówczesnych rubli, a w przypadku produkcji seryjnej konstruktorzy obiecywali obniżyć cenę do 5 tys. Mimo braku doświadczenia konstruktorskiego, twórcy „Oktiabrionka" przewidzieli mechanizację skrzydła, dotychczas nie stosowaną na tego rodzaju samolotach.

Równolegle z pracami nad „Oktiabrionkiem" Mikojan kończył naukę w akademii i pisał pracę dyplomową, a w grudniu 1936 r. założył także rodzinę. Wiosną 1936 r. słuchacze końcowych lat otrzymali tematy prac dyplomowych. Mikojan wybrał latające skrzydło przede

„ОКТЯБРЁНОК“. В ПОЛЁТЕ



Notatka prasowa o „Oktiabrionku" z jedynym zachowanym zdjęciem tego samolotu

wszystkim dlatego, że mało kto nim się zajmował. Brak było doświadczeń, mimo kilku prób układ ten nie miał na razie żadnej przewagi nad innymi. Mikojan zapoznał się z latającymi skrzydłami podczas praktyki w Charkowie. Projekt dyplomowy obronił 22 października 1937 r. i otrzymał tytuł inżyniera-mechanika Sił Powietrznych Armii Czerwonej.

Miesiąc później wystartował do pierwszego lotu „Oktiabrionok". Wiadomość o tym, wraz z opinią oblatywacza Bubnowa, pojawiła się w kilku gazetach. Bubnow ocenił samolocik bardzo wysoko, chwaląc prostotę pilotażu i dobrą stateczność. Masa startowa awionetki wynosiła 250 kg, a maksymalna prędkość 130 km/h. Młodzi konstruktorzy zbierali gratulacje, planowali daleki przelot do Leningradu, marzyli o produkcji seryjnej. Jednak wszystko ułożyło się inaczej: w czwartym locie rozleciał się silnik. Na szczęście pilot zdołał pomyślnie wylądować. Można było remontować lub wymienić silnik, lecz drogi konstruktorów, świeżo upieczonych inżynierów, już się rozeszły.

Mikojana coraz bardziej interesowały samoloty bojowe, a szczególnie myśliwskie. Po ukończeniu akademii trafił do CKB (Centralnoje Konstruktorskoje Biuro), do zespołu Nikołaja Polikarpowa, „króla myśliwców". Mianowano go tam przedstawicielem wojska w zakładzie produkcyjnym nr 1 we Wnukowie (wówczas było to pod Moskwą, dziś w jej granicach). Jego zadaniem był odbiór i kontrola gotowych samolotów przed ich odesłaniem do jednostek wojskowych. Praca ta pomogła Mikojanowi zapoznać się ze skomplikowanym systemem pracy i organizacją dużego zespołu konstruktorskiego.

Mikojan z zazdrością przyglądał się pracy konstruktorów, później zaczął się do niej włączać, podpowiadać swoje myśli. Coraz częściej też pytano go o zdanie. Wiadomość o tym dotarła do Polikarpowa, który wezwał trzydziestodwuletniego inżyniera i powierzył mu pierwsze samodzielne zadanie: próby uzbrojenia trzech pierwszych egzemplarzy nowego samolotu myśliwskiego I-153. Dotychczasowe ich rezultaty były złe, kabiny maszynowe przegrzewały się. Mikojan w krótkim czasie znalazł sposób ich chłodzenia. O wzroście autorytetu świadczy też fakt powołania go do komisji badającej przyczyny wypadku jednego z I-153. Wchodząc coraz bardziej w zagadnienia swojej pracy u Polikarpowa Mikojan szukał kontaktu z bardziej doświadczonymi konstruktorami, chciał konfrontować swoje opinie z innymi. Szukał przyjaciela

i znalazł go w Michaile Guriewiczu, będącym wówczas zastępcą Polikarpowa i kierownikiem grupy projektowania wstępnego.

Michaił Josifowicz Guriewicz urodził się 12 stycznia 1893 r. we wsi Rubanszczina na Ukrainie, a swoją drogę do lotnictwa rozpoczął w znanym Mikojanowi Charkowie studiując matematykę. W 1911 r. za udział w ruchu studenckim został wyrzucony z charkowskiego uniwersytetu i wyjechał do Francji, gdzie dalej studiował w l'Academié de l'Aeronautique, utrzymując się z korepetycji. Do Rosji wrócił po trzech latach. Po rewolucji postanowił specjalizować się w lotnictwie. Pracował w biurze konstruktorskim Francuza Paula Richarda, zaproszonego do ZSRR, by konstruować łodzie latające. Później w CAGI (Centralnyj Aerogidrodinamiczeskij Institut) budował pierwsze radzieckie wiatrakowce, w zespole Aleksandra Porochowszczikowa projektował łodzie, maszyny rolnicze, górnicze i wiele innych, a wraz z Siergiejem Koczeriginem — samolot szturmowy. W roku 1938 przebywał służbowo w USA, wchodząc w skład komisji kupującej licencję samolotu pasażerskiego Douglas DC-3. Po powrocie objął funkcję zastępcy Polikarpowa. Mikojan i Guriewicz spotykali się coraz częściej, wspominali Charków, swojego wspólnego nauczyciela — akademika Proskurę. Gdy w marcu 1939 r. Mikojan został zastępcą głównego konstruktora samolotu myśliwskiego I-153, zbliżyli się jeszcze bardziej. Tworzyła się przyjaźń, będąca podstawą ich dalszej kilkudziesięcioletniej współpracy. Mikojan, młodszy od swojego kolegi o całe 13 lat, miał predyspozycje kierownicze. Rozsądny, stateczny, mający wielkie doświadczenie życiowe i konstruktorskie Guriewicz był dopełnieniem energicznego, stanowczego i pełnego wciąż nowych pomysłów Mikojana. Wieczorne spotkania i rozmowy coraz częściej dotyczyły pracy, sytuacji w CKB i całym lotnictwie myśliwskim.

W zespole Polikarpowa nie działo się wtedy dobrze. W drugiej połowie lat trzydziestych nastąpił szybki wzrost prędkości samolotów. Stało się to głównie wskutek przejścia od dwupłatu do wolnonośnego jednopłatu i zastosowania podwozia wciąganego. Jednak spowodowało to pogorszenie innych charakterystyk: zwiększył się promień i czas zakrętu. Konstruktorzy i inni specjaliści wojskowi natknęli się znów na stare pytanie: co ważniejsze — prędkość czy zwrotność? W Związku Radzieckim znaleziono wówczas kompromisowe rozwiązanie, polegające na jednoczesnym rozwijaniu szybkich jednopłatów (I-16) oraz zwrotnych dwupłatów (I-15). Doktryna ich użycia zakładała, że I-16 powinny dogonić przeciwnika i związać go walką, a I-15 ostatecznie pokonać w boju manewrowym. Sprawdzianem każdej koncepcji jest wojna: w pierwszej fazie wojny w Hiszpanii doktryna użycia radzieckich myśliwców potwierdziła się. Włoskie CR.32, niemieckie He 51, a nawet Bf 109B ponosiły duże straty. Jednak później



Mikojan i Guriewicz

pojawiły się groźne sygnały ostrzegające przed samouspokojeniem i pewnością siebie. Niemcy modernizowali Bf 109, głównie poprzez zastosowanie nowego silnika Deimler Benz 601 o dużej mocy, co pozwoliło zwiększyć prędkość do 570 km/h, czyli o 100 km/h więcej niż miały radzieckie I-16. Ponadto nowy wariant, nazwany Bf 109E, otrzymał działko kalibru 20 mm. Praktyka pokazała, że trzeba postawić na prędkość.

Na początku 1939 r. sytuacja w lotnictwie myśliwskim ZSRR stała się alarmująca. Tylko nadzwyczajne środki mogły temu zaradzić. Jakie były tego przyczyny? Po pierwsze, wiadomo że każdy rodzaj sprzętu jest początkowo nowoczesny, następnie dobry, później wystarczający, aż przychodzi czas, że staje się przestarzały i trzeba wycofać go z uzbrojenia. W lotnictwie radzieckim w okresie, kiedy stosunki międzynarodowe się komplikowały, zbliżała się wojna i potrzebny był sprzęt nowoczesny, nastąpił koniec tego cyklu i uzbrojenie trzeba było wymieniać. Niestety, początkowe sukcesy w Hiszpanii spowodowały, że nie doceniono w porę groźby sytuacji. To przyczyny zewnętrzne, ale były też wewnętrzne. Budowa samolotów w ZSRR była skoncentrowana w tym czasie w dwóch dużych zespołach: Tupolewa, zajmującym się głównie samolotami ciężkimi (bombowymi), i Polikarpowa, budującym samoloty lekkie (myśliwskie). Istniały co prawda również inne zespoły, lecz były one niewielkie i nie mogły w istotny sposób z nimi konkurować. W sytuacji, kiedy w którymś z nich nastąpił kryzys, nie miał go kto zastąpić. Tak stało się właśnie u Polikarpowa. Ten znakomity konstruktor nie umiał w decydującym momencie podjąć jednoznacznej decyzji i skoncentrować się na szybkich jednopłatowych samolotach myśliwskich. Jeszcze w 1938 r., kiedy tendencje dalszego rozwoju krystalizowały się coraz bardziej, zbudował dwupłat I-153. Było to wszystko, co można uzyskać z układu dwupłata. Miał on wciągane podwozie i inne nowości, ale z szybkimi samolotami nie mógł już konkurować. Potwierdził to kolejny konflikt zbrojny między Japonią a Mongolią wiosną 1939 r. Jednocześnie w CKB nastąpił ciąg tragicznych zbiegów okoliczności. Wkrótce po I-153 powstał szybki jednopłat I-180 o prędkości 570 km/h, jednak w pierwszym locie doświadczalnym, 15 grudnia 1938 r. z powodu złej pracy silnika nastąpił wypadek, w wyniku którego zginął znakomity pilot Walerij Czkałow. Na drugim egzemplarzu rozbił się P. Suzi (przyczyną katastrofy był najprawdopodobniej zawał serca pilota), a na trzecim A. Proszakow nie wyprowadził samolotu z korkociągu (skakał ze spadochronem). Polikarpow ciężko przeżywał te wydarzenia. Przez wiele poprzednich lat był jedynym i niekwestionowanym autorytetem w dziedzinie lotnictwa myśliwskiego. Teraz przestawano w niego wierzyć, a co gorsze on sam tracił wiarę w siebie. Ciąg wypadków spowodował także podejrzenia o sabotaż wśród współpracowników Polikarpowa; nastąpiły aresztowania.

Dramat Polikarpowa rozgrywał się na oczach Mikojana i Guriewicza. Pozwolił Mikojanowi z większą ostrością zobaczyć blaski i cienie pracy głównego konstruktora, pracy, która była jego marzeniem. Od tego też czasu datuje się ogromny szacunek dla pilotów doświadczalnych, cecha charakteryzująca Mikojana przez cały okres działalności konstruktorskiej. Coraz powszechniej było jasne, jaki samolot myśliwski potrzebny jest krajowi. Najlepiej sformułował to po powrocie z Hiszpanii jeden z walczących tam pilotów-ochotników, Siergiej Gricewiec: „Nasze lotnictwo potrzebuje, i to jak najszybciej, samolotu myśliwskiego o prędkości co najmniej 600 km/h, ze skutecznym uzbrojeniem artyleryjskim".[1)]

Podobnie niepokojące sygnały dochodziły od pilotów doświadczalnych, którzy latali na zakupionych lub zdobytych samolotach zagranicznych (w latach 1937 i 1938 trwały m.in. próby francuskiego Dewoitine 510, niemieckiego Bf 109, japońskiego I-96, amerykańskiego P-35). Piloci doświadczalni Stiepan Suprun i Piotr Stefanowski skierowali do KC Partii pismo krytycznie oceniające stan lotnictwa myśliwskiego.

[1)] *Letectvi a Kosmonautika* 2/1977, s.72.

W lutym 1939 r. w sali kremlowskiej odbyło się historyczne posiedzenie, na którym zebrali się wszyscy będący autorytetami w lotnictwie. Byli tam konstruktorzy samolotów i silników: Iljuszyn, Polikarpow, Archangielski, Jakowlew, Klimow, Mikulin, Szwiecow, piloci: Suprun i Stefanowski, minister przemysłu lotniczego Kaganowicz i wielu innych. Obecni byli Stalin, Mołotow i Woroszyłow. Każdy z występujących mówił o tym, co robi i co zamierza, jak ocenia sytuację. Postanowiono, by każdy z obecnych na kolejnym zebraniu przedstawił konkretne propozycje zmierzające do zlikwidowania opóźnienia w lotnictwie radzieckim. Drugie zebranie odbyło się wiosną 1939 r. Omówiono zadania poszczególnych zespołów, utworzono nowe biura konstruktorskie, zapewniono im jak najlepsze warunki pracy. Samoloty myśliwskie zbudować mieli Florow z Borowkowem, Gruszin, Jacenko, Jakowlew, Kozłow, Ławoczkin z Gorbunowem i Gudkowem, Paszinin, Pietlakow, Polikarpow, Suchoj, Szewczenko i Tairow. W lipcu i sierpniu 1939 r. przydzielano im już konkretne zadania.

Mikojana i Guriewicza nie było jeszcze w tym gronie. Mikojan nadal zajęty był przy produkcji seryjnej I-153, a Guriewicz kierował wstępnym projektowaniem samolotów Polikarpowa. Był wśród nich projekt K, wysokościowy myśliwiec przechwytujący z silnikiem AM-37, o zakładanej prędkości 670 km/h. Projekt powstał w sposób nietypowy. Znany konstruktor silników Aleksandr Mikulin zbudował silnik AM-37, z którym wiązał duże nadzieje. Wbrew temu konstruktorzy samolotów bombowych, dla których był przeznaczony, nie zainteresowali się nim. Poszukując samolotu dla swojego silnika Mikulin trafił do zespołu Polikarpowa. Tam natychmiast doceniono możliwości silnika. Główną jego zaletą było utrzymywanie dużej mocy na znacznych wysokościach; z drugiej strony obawiano się, czy nie okaże się on zbyt silny i ciężki dla samolotu myśliwskiego.

Do planu pracy zespołu Polikarpowa na rok 1939 wpisano zbudowanie trzech prototypów wysokościowego myśliwca przechwytującego K z terminem przekazania pierwszego egzemplarza do prób państwowych do 1 lipca 1940 r. Mimo to przez dłuższy czas do tego zadania nie przystępowano, wszyscy skoncentrowali się na dopracowywaniu samolotu myśliwskiego I-180. Dopiero w sierpniu 1939 r. Polikarpow polecił N. Andrianowowi przygotowanie wstępnego projektu. Zajęli się tym także J. Sielecki, N. Matiuk, M. Guriewicz, A. Kariew i W. Romodin. Do końca października 1939 r. zostały wykonane najważniejsze obliczenia, określono optymalny kształt układu aerodynamicznego oraz rozmieszczenie silnika, kabiny pilota i uzbrojenia.

We wnukowskim zakładzie nr 1 zgodnie z decyzjami władz zakończono produkcję I-153 oraz I-16. Pozostał jeszcze pewien zapas części, z których składano dalsze egzemplarze, ale i to dobiegało końca. Pod nieobecność Polikarpowa, który wyjechał służbowo do Niemiec, przed dyrektorem zakładu Woroninem i głównym inżynierem Dementiewem (w przyszłości ministrem przemysłu lotniczego) stanął dylemat, co produkować dalej. Wiedzieli oni oczywiście, że grupa konstruktorów szykuje nowy obiecujący projekt, ale czy rzeczywiście jest on najlepszy? Specjalna komisja składająca się z przedstawicieli ministerstwa i zakładu zapoznała się z pracami różnych zespołów konstruktorskich; na koniec Guriewicz przedstawił komisji samolot K. Ostateczna decyzja rozstrzygnęła dylemat na korzyść tego projektu.

W pierwszej połowie grudnia 36-stronicowy dokument — projekt wstępny samolotu K — został przedstawiony do zatwierdzenia w ministerstwie, a następnie w dowództwie sił powietrznych. Jednocześnie, w rekordowo krótkim czasie piętnastu dni, zbudowano drewnianą makietę samolotu naturalnej wielkości.

Do realizacji projektu K na polecenie ludowego komisarza (ministra) przemysłu lotniczego 8 grudnia 1939 r. utworzono OKO (opytno-konstruktorskij otdieł) pod kierownictwem Artioma Mikojana. Jego zastępcami zostali Michaił Guriewicz i Władimir Romodin. Każdemu pracownikowi zespołu Polikarpowa pozostawiono do decyzji, czy chce przejść do nowo tworzonej

grupy Mikojana. Ostatecznie do nowego OKO przeszło ok. 40 % konstruktorów, inżynierów i robotników, przekazano im także część bazy produkcyjnej zespołu Polikarpowa.

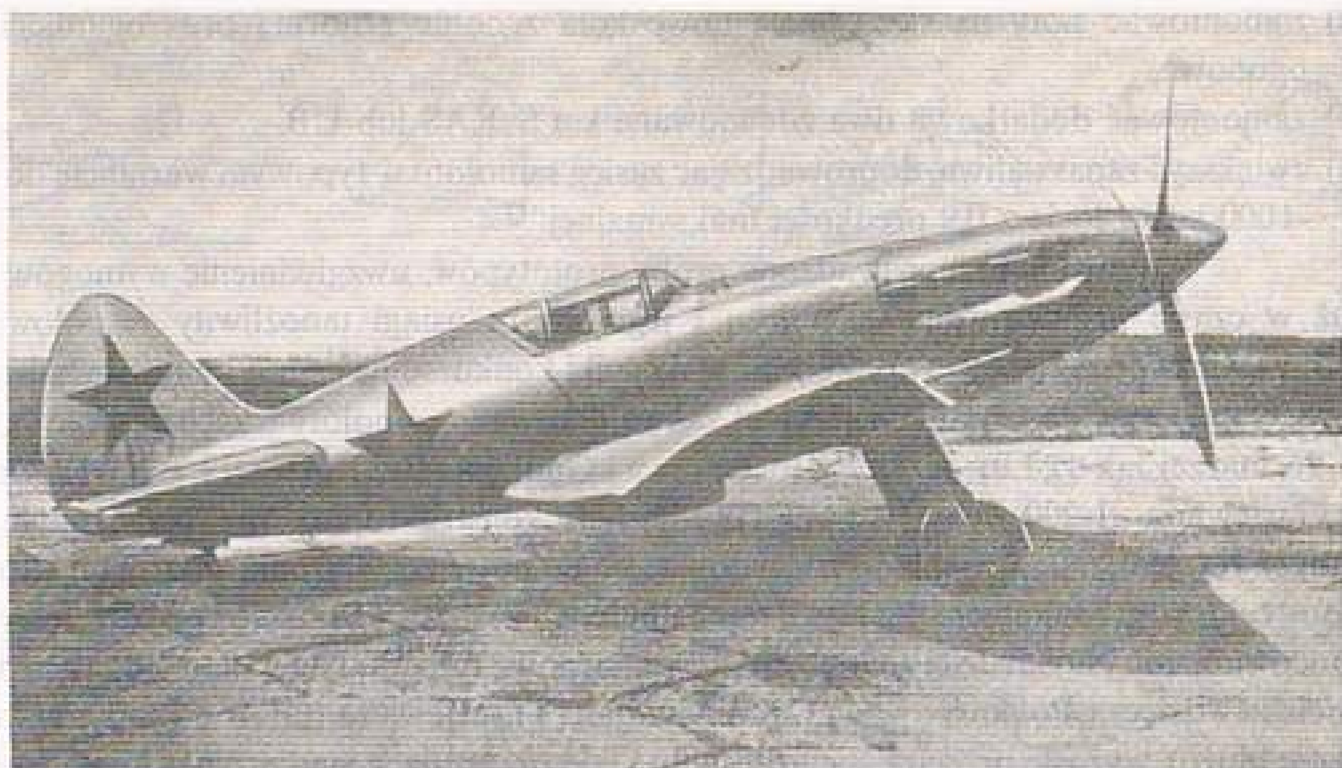
Wraz z powołaniem zespołu Mikojan otrzymał już skonkretyzowane zadania. Pierwsze z nich polegało na opracowaniu, z wykorzystaniem projektu K, wysokościowego samolotu myśliwskiego w dwóch wariantach: I-61 z silnikiem AM-35A oraz I-63 z silnikiem AM-37 (pierwotnie samolot K miał być wyposażony w AM-37, jednak był to silnik doświadczalny i przygotowano alternatywny projekt z seryjnym silnikiem AM-35A). Drugim zadaniem miał być opancerzony dwumiejscowy samolot szturmowy TSz (tiażołyj szturmowik), inaczej projekt 65, z jednym silnikiem AM-37.

W sierpniu 1938 r. w ZSRR powstały grupy konstruktorskie, w tym także lotnicze, połączone w Specjalny Oddział Techniczny — Spiectiechotdieł, w skrócie STO. Od liter STO przekształconych w cyfry (100) pochodzi system oznaczeń samolotów w niektórych zespołach konstruktorskich. Tak na przykład w zespole Pietlakowa powstał samolot 100 (później znany jako Pe-2), 102 to bombowiec Miasiszczewa, 103 to późniejszy Tu-2. W styczniu 1940 r. Mikojanowi przydzielono w tym systemie oznaczeń liczbę 200 i tak projekt K stał się I-200. Początkowo samolot 61 (I-61) nazywano I-200AM-35A, lecz potem, gdy projekt z silnikiem AM-37 odłożono na później, używano nazwy I-200 bez wymieniania silnika.

Wymagania zawarte w założeniach taktyczno-technicznych nie stanowiły dla Mikojana zaskoczenia, niezwykły był natomiast wyznaczony termin: samolot I-200 miał być oblatany w połowie kwietnia 1940 r. Nowy zespół był w tej niekorzystnej w stosunku do innych sytuacji, że jako ostatni rozpoczął budować swój samolot myśliwski. Prototyp I-22 Ławoczkina, Gorbunowa i Gudkowa był w opracowaniu już od pięciu miesięcy, a I-26 Jakowlewa szykował się do pierwszego lotu; podobnie było w innych zespołach. W OKO kierowanym przez Mikojana (niedługo później przemianowanym w OKB — opytno-konstruktorskoje biuro) zapanowały gorące dni, rozpoczął się wyścig z czasem. Wstępny projekt obiecywał spore możliwości samolotu, zarówno w podstawowym przeznaczeniu, jako wysokościowy myśliwiec przechwytujący, jak również z dodatkowymi zbiornikami paliwa jako myśliwiec towarzyszący lub ze wzmocnionym uzbrojeniem jako samolot szturmowy. Teraz przekazano go kierownikom brygad: kadłuba, skrzydła, sterowania, uzbrojenia itd. Każda grupa przedstawiała swoje propozycje rozwiązań szczegółowych, korekcie ulegał także projekt wstępny. Już w grudniu rozpoczęto wykonywanie części samolotu. Projekt roboczy ostatecznie ukształtował się pod koniec stycznia 1940 r.

Na stworzenie nowego samolotu mają wpływ różne czynniki: talent i doświadczenie konstruktorów, przygotowanie kadry inżynieryjnej, stan bazy produkcyjnej i jej możliwości. Właśnie możliwości zakładu produkcyjnego wpłynęły zdecydowanie na konstrukcję I-200. Była ona dobrana tak, by w fazie budowy wszystkie działy fabryki były obciążone równomiernie, by maksymalnie zwiększyć liczbę produkowanych samolotów. Mikojan jako jeden z pierwszych w lotnictwie myśliwskim zastosował już w fazie budowy prototypów metodę szablonów, z których zdejmowano wymiary w czasie produkcji. Dało mu to później przewagę nad innymi zespołami, które musiały dopiero przygotowywać swoje samoloty do produkcji seryjnej.

Dzięki olbrzymiemu wysiłkowi całego zespołu doświadczony pilot Arkadij Jekatow mógł wystartować na pierwszym z trzech prototypów I-200 5 kwietnia 1940 r., na 10 dni przed wyznaczonym terminem. 24 maja osiągnął na nim rekordową w ZSRR prędkość 648,5 km/h na wysokości 6900 m. 9 maja na drugim egzemplarzu wystartował pilot Jakuszew, a 6 czerwca na trzecim — Żukow. Na drugim prototypie osiągnięto 651 km/h. Był to wynik bardzo dobry, gdyż prędkości innych powstałych w tym czasie w ZSRR samolotów myśliwskich dochodziły do 600 km/h, niemieckie Bf 109E-1 osiągały 560, a angielskie Hurricane Mk.I i Spitfire Mk.I odpowiednio 518 i 572 km/h. Pułapem praktycznym I-200 przewyższał swoich konkurentów o ok. 2000 m.



Trzeci egzemplarz samolotu I-200

Teraz najcenniejszy był czas. Jeszcze w trakcie prób fabrycznych loty na I-200 rozpoczynali piloci NII WWS (Naucznо-Issledowatielskij Institut Wojenno-Wozdusznych Sił): Suprun, Koczetkow, Stefanowski i inni. Oprócz zalet I-200 miał także wady. Piloci doświadczalni skarżyli się na zawodny system otwierania kabiny, stwierdzili konieczność zmiany układu hamowania kół i poprawy widoczności z kabiny. Najwięcej kłopotów sprawiało chłodzenie. Pilot Mark Gałłaj wspominał, że podczas pierwszych lotów na I-200 najbardziej interesowało go, czy wytrzymają ścianki chłodnicy z wrzącą wodą, znajdującej się pod fotelem pilota. System chłodzenia wody przerabiano 17 razy, olejowy — 14 razy, a w kabinie nadal było gorąco. Jeszcze na początku wojny samolot nie był uwolniony całkowicie od tej wady. 1 maja 1940 r. Jekatow zademonstrował I-200 w locie podczas defilady na Placu Czerwonym.

Od 29 sierpnia do 12 września 1940 r. w ciągu 15 dni przeprowadzono próby państwowe drugiego i trzeciego prototypu I-200 — takie tempo było możliwe dzięki udziałowi oblatywaczy wojskowych już we wczesnej fazie prób samolotu. Piloci sporządzili długi spis niedostatków, nie mogło to jednak przesłonić najważniejszego: I-200 miał najwyższe osiągi ze wszystkich samolotów myśliwskich opracowanych w ZSRR w ramach wielkiego konkursu z roku 1939. Decyzja o jego produkcji seryjnej została podjęta znacznie wcześniej, jeszcze w maju 1940 r., teraz natomiast wyznaczono najważniejsze kierunki jego modernizacji. W sprawozdaniu z prób państwowych piloci określili je następująco:

„Samolot I-200 z silnikiem AM-35A konstruktorów A. I. Mikojana i M. I. Guriewicza przeszedł próby państwowe.

Uwzględniając konieczność wyposażenia jednostek sił powietrznych w samoloty myśliwskie dysponujące parametrami samolotu I-200 niezbędne jest jak najszybsze przeprowadzenie prób wojskowych I-200; (...) Konstruktorzy powinni natychmiast przystąpić do wykonania samolotu I-200, na którym należy:

a) zwiększyć stateczność podłużną, jednocześnie koniecznie zmniejszyć siły na przyrządach sterowych, czyniąc tym samym samolot wygodnym w pilotowaniu,
b) zwiększyć stateczność poprzeczną,
c) uszczelnić zbiornik paliwa w centropłacie,

d) zamontować sloty na skrzydłach, nowe koła zgodnie z normą oraz ogumienie na kółko ogonowe,
e) zamontować dodatkowo dwa zdejmowane km SzKAS lub UB,
f) zwiększyć zapas paliwa, doprowadzając zasięg samolotu w typowym wariancie do co najmniej 1000 km w locie z 0,9 prędkości maksymalnej"[1]

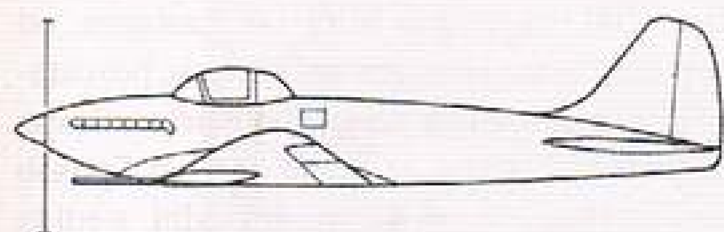
Sprawnie przeprowadzone próby prototypów, uwzględnienie wymogów technologii już w czasie projektowania samolotu i jego dobre osiągi umożliwiły zespołowi Mikojana i Guriewicza prześcignięcie konkurentów. Wyniki konkursu na samolot myśliwski były zaskakujące. Ostatecznie do produkcji seryjnej zakwalifikowano samoloty trzech zespołów: Jakowlewa (I-26, inaczej Jak-1), Ławoczkina, Gorbunowa i Gudkowa (I-22, inaczej ŁaGG-1) oraz Mikojana i Guriewicza (I-200, inaczej MiG-1). Młodym konstruktorom, nie obciążonym sławą ani przyzwyczajeniami, łatwiej było zdecydować się na nowe rozwiązania. Z drugiej strony młodym konstruktorom brakowało praktyki, trzeba było ich zespoły wzmocnić bardziej doświadczonymi pracownikami. Najbardziej znany zespół Polikarpowa odpadł. Nie wolno jednak zapomnieć, jak wiele zawdzięcza Polikarpowowi OKB Mikojana i Guriewicza (OKB od: opytno-konstruktorskoje biuro), wyrosłe przecież z jego zespołu i wykorzystujące jego projekt K (po wprowadzeniu samolotu MiG-1 do produkcji seryjnej Polikarpow otrzymał nagrodę za projekt wstępny). Tu drobna uwaga do słów „młodzi konstruktorzy". Często w literaturze przeciwstawia się „młodych": Jakowlewa, Ławoczkina, Mikojana, „staremu" Polikarpowowi, trzeba jednak zaznaczyć, że chodzi o staż samodzielnej pracy konstruktorskiej. Wiekiem Polikarpow nie był wiele starszy od Mikojana, Guriewicza, Ławoczkina. Najmłodszy w tym gronie, Jakowlew, już od pewnego czasu kierował zespołem konstruktorskim, choć nie budował samolotów bojowych, a jedynie lekkie sportowe i pasażerskie.

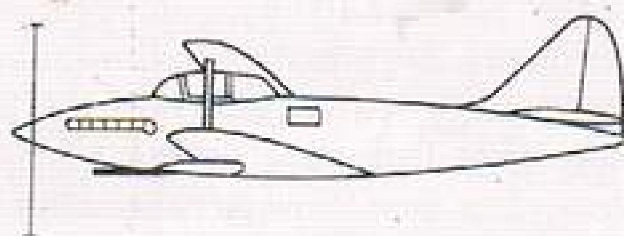
Pod koniec roku 1940 lotnictwo radzieckie otrzymało pierwsze 20 samolotów I-200. Osiągi egzemplarzy seryjnych były nieco niższe w porównaniu z prototypem (prędkość maksymalna nie przekraczała 630 km/h), ale i tak był to najszybszy ze znanych myśliwców seryjnych. Produkcja I-200 rozkręcała się bardzo powoli, gdyż wnukowski zakład nr 1 budował jednocześnie lekkie bombowce Jakowlewa BB-22. Dopiero po zaprzestaniu ich wytwarzania produkcja MiG-a ruszyła szybciej.

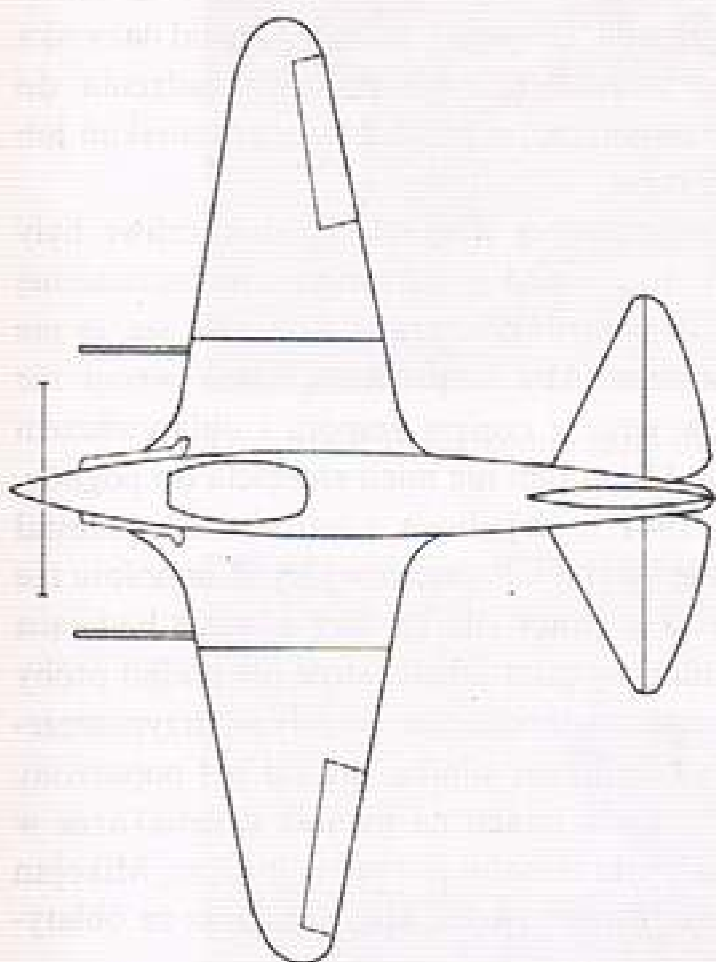
Realizując zadanie zbudowania samolotu szturmowego w zespole Mikojana opracowano dwa projekty: PBSz-1 i PBSz-2 (puszecznyj bronirowannyj szturmowik). Był to okres, kiedy liczni konstruktorzy budowali samoloty szturmowe. Najbardziej zaawansowany był BSz-2 Iljuszyna (oblatany pod koniec grudnia 1939 r.), jednak na wszelki wypadek inni także podjęli to zadanie. Mikojan w projektowanym w 1940 r. samolocie PBSz-1 (inaczej MiG-4) przewidywał podobne do BSz-2 rozwiązanie opancerzenia samolotu: miało ono stanowić jednocześnie ochronę pilota i element pracujący konstrukcji. Także silnik był taki sam: AM-38. Obliczeniowe dane PBSz-1 to prędkość ok. 470 km/h (nad ziemią 450 km/h) i zasięg ok. 800 km. Uzbrojenie miały stanowić 2 działka i 6 karabinów maszynowych. Kolejny projekt PBSz-2 (MiG-6) miał podobny kadłub, ale zupełnie inny, oryginalny, układ skrzydeł. Był mianowicie odwrotnym półtorapłatem, i to odwrotnym w dwóch znaczeniach: mniejszym płatem był górny (a nie, jak najczęściej, dolny), a ponadto oba miały niewielki ujemny skos. Rozpoczęto przygotowania do budowy PBSz-2, w hucie zamówiono dla niego pancerz, gdy przyszło polecenie przerwania tych prac: w kwietniu 1941 r. ruszyła produkcja BSz-2, przemianowanego teraz na Ił-2.

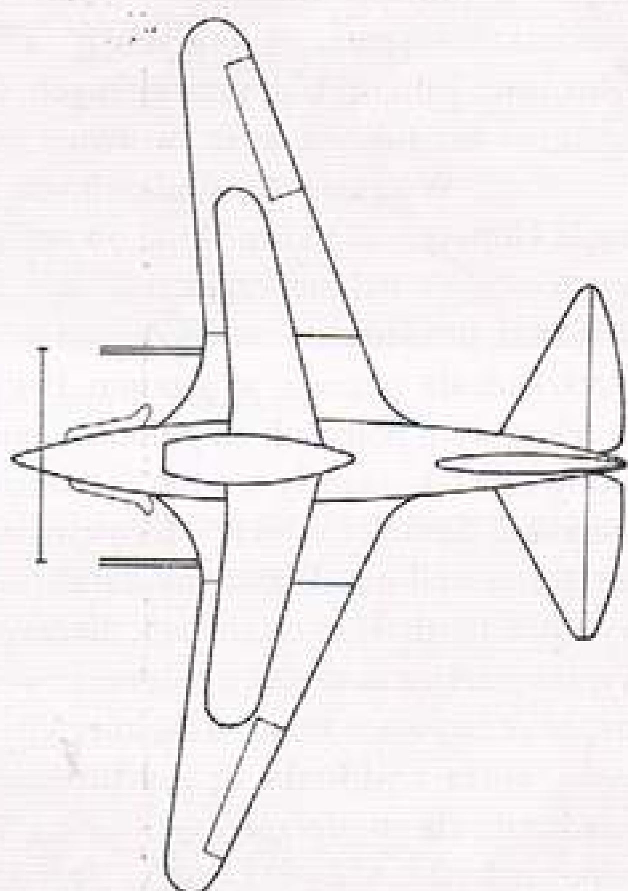
Zgodnie z przewidywaniami do pierwszych seryjnych I-200 piloci z jednostek wojskowych mieli wiele pretensji. Niedoskonała była konstrukcja otwieranej na bok osłony

[1] Rabkin I. G.: Wriemia, ludi, samoloty. Moskwa 1985, s. 113–114.









Szkice projektów PBSz-1 (z lewej) oraz PBSz-2

kabiny pilota. Zdarzało się, że po zatrzaśnięciu otworzyć ją można było tylko z zewnątrz, po wylądowaniu. Przez to wielu pilotów latało bez osłony, z otwartą kabiną, co z kolei powodowało zmniejszenie prędkości o 20–25 km/h. W niektórych fazach lotu pilotaż był bardzo trudny i wymagający ciągłej uwagi. Wskutek znacznego przesunięcia środka ciężkości samolotu do tyłu, I-200 łatwo wchodził w korkociąg przy dużych kątach natarcia. Sprzyjały temu również jednakowe profile skrzydeł na całej ich rozpiętości.

Na podstawie tych doświadczeń powstawał nowy wariant I-200. Przede wszystkim w celu zwiększenia zasięgu pod kabiną pilota dodano zbiornik na 245 dm^3 paliwa. Ponieważ naruszało to wyrównoważenie samolotu, przesunięto silnik 10 cm do przodu i jeszcze bardziej wysunięto chłodnicę. Wznios skrzydeł zwiększono o 1°, na przedniej krawędzi płata pojawiły się automatyczne sloty. Oprócz tego wprowadzono wiele drobniejszych zmian: podwozie główne otrzymało nowe koła, zmieniono śmigło i obrys chwytu powietrza. W zbiornikach paliwa zastosowano system zmniejszający zagrożenie pożarowe.

W zespole Mikojana nieoficjalnie przyjęło się określać pierwszy samolot I-200 nazwą MiG-1, w której po raz pierwszy pojawiły się inicjały dwóch wielkich konstruktorów i przyjaciół: Mikojana i Guriewicza. Przez pewien czas używano także nazwy MiG-2 dla drugiego prototypu,

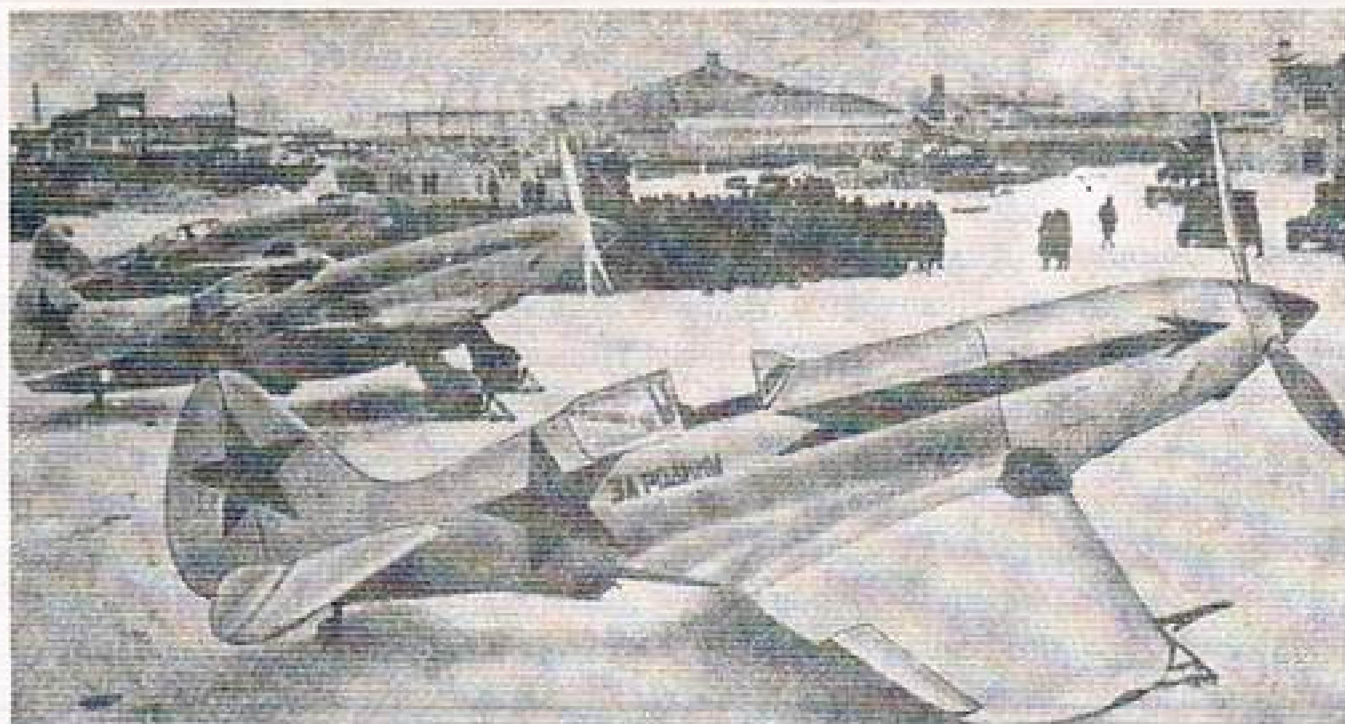
lecz szybko uporządkowano system oznaczeń. Rozkazem dowódcy sił powietrznych z 6 stycznia 1941 r. pierwsze 100 wyprodukowanych egzemplarzy I-200 oznaczono MiG-1, a następne, od samolotu I-200-101, MiG-3 (postanowiono oznaczać myśliwce numerami nieparzystymi, pozostałe samoloty — parzystymi). Ponieważ jednak ulepszenia do samolotów seryjnych wprowadzano stopniowo, dlatego też pierwsze MiG-3 konstrukcją odpowiadały w zasadzie MiG-1. Sposób oznaczania samolotów pierwszymi literami nazwisk konstruktorów zastąpił poprzedni, według którego samoloty nazywano zależnie od przeznaczenia (np. I-200 pochodzi od słowa: „istriebitiel" — myśliwiec). W późniejszych latach przyjęła się zasada, że symbol pochodzący od nazwiska konstruktora samoloty otrzymują jako oznaczenie wojskowe, czyli po wprowadzeniu do uzbrojenia jednostek sił powietrznych. Oznaczenia wewnętrzne w zespole konstruktorskim lub zakładzie produkcyjnym są tworzone według innych reguł.

W czasie doświadczalnych lotów zmodernizowanej wersji I-200 dokuczliwe były ciągłe kłopoty z silnikiem. Miał on wielkie zalety, jak duża moc i jej utrzymywanie na znacznej wysokości, ale był niebezpiecznie kapryśny przy zmianie warunków pracy. Zdarzało się, że nie reagował prawidłowo na przesuwanie dźwigni obrotów. Aby w próbach nowej wersji nie przeszkadzała pogoda, w grudniu 1940 r. A. Kariew wraz z częścią zespołu i oblatywaczem A. Jekatowem pojechali na południe, pod Sewastopol. Lecz i tam nie mieli szczęścia do pogody, próby MiG-3 ciągnęły się bardzo długo. 13 marca 1941 r. w jednym z lotów silnik przestał pracować. Samolot w locie nurkowym uderzył o ziemię i wybił kilkumetrowy lej. Z samolotu nie zostało niemal nic. Przyczyną katastrofy była przerwa w pracy silnika, lecz komisję badającą wypadek bardziej interesowało, dlaczego tak doświadczony pilot jak Jekatow nie podjął próby wyprowadzenia samolotu z lotu nurkowego. Najbardziej prawdopodobne okazały się przypuszczenia, że oblatywacz zginął wcześniej, gdy rozerwał się kompresor silnika, lub też był poparzony wodą, która wydostała się z systemu chłodzenia. Po wielu latach na pytanie dziennikarza w wywiadzie dla miesięcznika „Awiacja i Kosmonawtika", jaki samolot jest mu najbliższy, Mikojan odpowiedział: „MiG-3. Dlatego, że był pierwszym udanym seryjnym MiG-iem oraz że oblatywali go tacy piloci jak Jekatow, Suprun i inni".[1)]

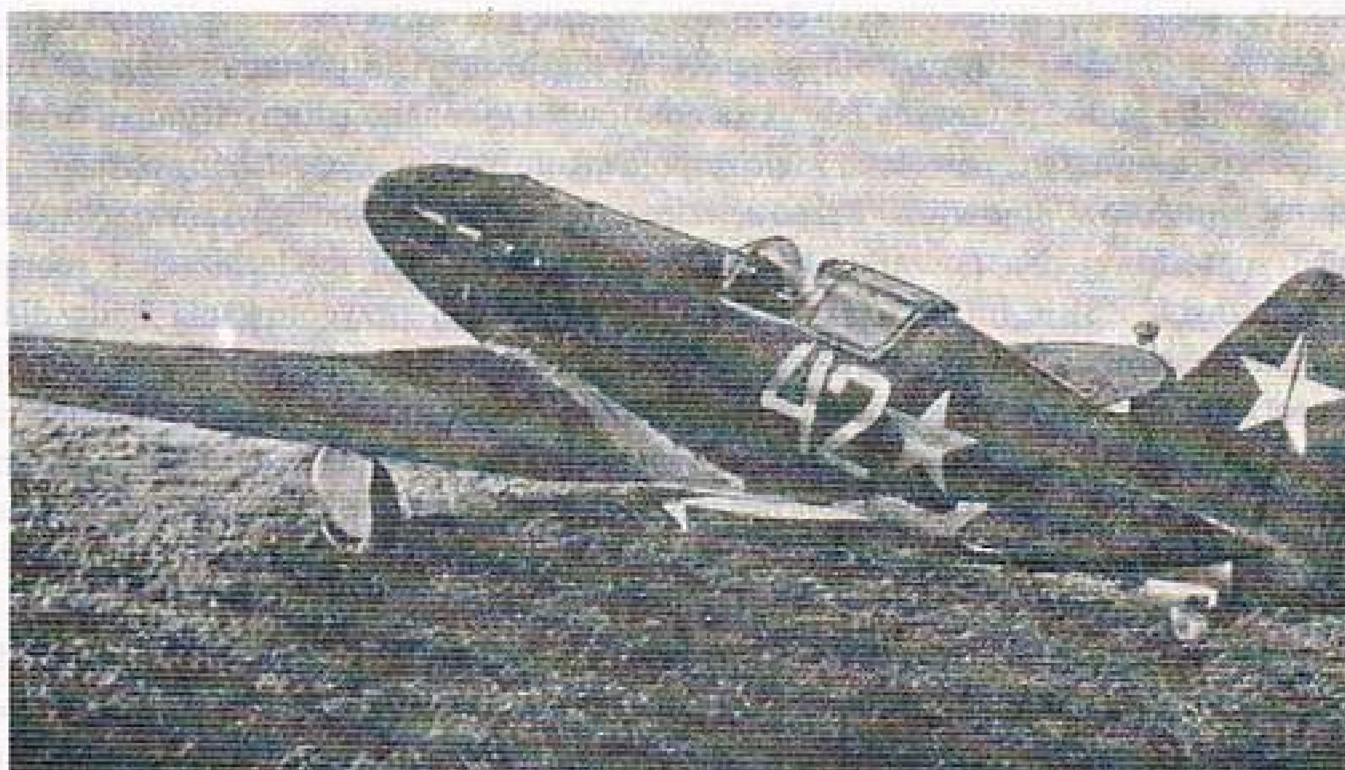
Jednocześnie z próbami MiG-3 w powietrzu trwały nietypowe badania prowadzone na ziemi, ale także jakby w powietrzu. Pod koniec 1939 r. przekazano do użytku w ZSRR tunele aerodynamiczne CAGI , w tym T-101 do badań w wielkości naturalnej. MiG-3 był pierwszym radzieckim samolotem wszechstronnie badanym w tunelu aerodynamicznym. Także po raz pierwszy w tunelu włączono silnik samolotu. Wynikiem tych prób były pozornie drobne, a w sumie znaczące ulepszenia. Na przykład podczas prób w tunelu przekonano się, że umieszczenie anteny radiostacji w opływowym maszcie, a nie rozpinanie jej między kabiną i statecznikiem pionowym oznacza zwiększenie prędkości lotu o 4 km/h. Osłona kabiny pilota MiG-3 była odsuwana w tył, w przeciwieństwie do otwieranej na bok w MiG-1. Dzięki powiększeniu osłony za plecami lotnika poprawiła się widoczność do tyłu. Polepszyła się jakość szkła organicznego, a także dzieliło się ono na mniej części.

Dzięki modernizacji (mimo jednoczesnego zwiększenia masy o 255 kg) własności pilotowania uległy poprawie w stosunku do MiG-1, szczególnie przy dużych kątach natarcia. Zasięg zwiększył się z 730 do 857 km (normalny) lub nawet 1250 km (maksymalny). Pozostały jednak w MiG-3 pewne niedostatki charakterystyczne także dla MiG-1: duża prędkość lądowania (144 km/h) oraz mała zwrotność na wysokościach do 6000 m. To właśnie, w połączeniu z niewielką siłą ognia spowodowało, że MiG-3 nie mógł być stosowany jako frontowy samolot myśliwski, co początkowo zakładano. Z kolei przeszkodą we wzmocnieniu uzbrojenia był silnik samolotu:

[1)] Arlazorow M.: *Artiom Mikojan*. Moskwa 1978, s.76.



Uroczyste przekazanie samolotów MiG-3 pilotom wojskowym



MiG-3 na froncie

montowanie działek w skrzydłach znacznie zwiększa masę płatowca (na co konstruktorzy MiG-3 nie mogli sobie już pozwolić), a typowe dla innych myśliwców umieszczenie działka tak, by strzelało przez piastę śmigła było wykluczone przez konstrukcję silnika AM-35A. MiG-3 był więc uzbrojony, podobnie jak MiG-1, w 2 km SzKAS kal. 7,62 mm oraz jeden UBS kal. 12,7 mm.

Nowe samoloty MiG-3 budowano w zakładzie nr 1 we Wnukowie. W marcu 1941 r. produkowano 75 sztuk tygodniowo. Jednocześnie w Rydze przystosowano lotnicze zakłady naprawcze do prowadzenia generalnych remontów MiG-3. Od lutego 1941 r. MiG-3 wchodziły do uzbrojenia pułków lotnictwa obrony powietrznej Moskwy, Leningradu i Baku, pułków myśliwskich lotnictwa frontowego w rejonach przygranicznych oraz lotnictwa Flot Północnej i Czarnomorskiej.

Doświadczenia wojenne

2

Świadomość zbliżającej się konfrontacji zbrojnej z faszystowskimi Niemcami była powodem wielu przedsięwzięć zmierzających do podwyższenia gotowości obronnej Związku Radzieckiego. We wrześniu 1939 r. Biuro Polityczne KC WKP(b) przyjęło postanowienie „O rekonstrukcji istniejących i budowie nowych fabryk samolotów". Dokonano istotnych zmian organizacyjnych w przemyśle lotniczym, powołano wiele zespołów konstruktorskich, zlecono opracowanie nowych typów samolotów bojowych. Przedsięwzięcia te intensyfikowano wraz z rozwojem sytuacji międzynarodowej. Na początku 1941 r. zatwierdzono plan modernizacji i reorganizacji sił powietrznych ZSRR (m.in. wprowadzono nowy system przygotowania kadr dla lotnictwa, zmieniono strukturę tyłów, powołano Wojskową Lotniczą Akademię Inżynieryjną itp.). Wiosną rozpoczęto szeroko zakrojone prace nad budową i modernizacją ok. 250 lotnisk w zachodnich rejonach Związku Radzieckiego. W czerwcu 1941 r. zarządzono rozśrodkowanie i maskowanie samolotów. Specjalna dyrektywa Głównego Zarządu Propagandy Politycznej wytyczała kierunki pracy wychowawczej w jednostkach: „Nauczać tylko tego, co potrzebne na wojnie i tylko tak, jak to się robi na wojnie".

Napaść niemiecka 22 czerwca 1941 r. zastała ZSRR w trakcie realizacji tych przedsięwzięć. Produkcja nowych typów samolotów wynosiła dopiero 2739 sztuk (MiG-1 oraz MiG-3 zbudowano 1309), z czego do pułków dotarło jedynie 1540. W jednostkach przeważały stare I-153, I-16, SB, TB-3. Trwająca rozbudowa lotnisk spowodowała, iż na niektórych stłoczono wiele samolotów, co utrudniało manewrowanie siłami lotnictwa. Z powodu przezbrajania na nowy sprzęt, część starych samolotów znajdujących się na lotniskach nie miała załóg. Nie został także zakończony proces przeszkolenia pilotów i mechaników nowych typów samolotów.

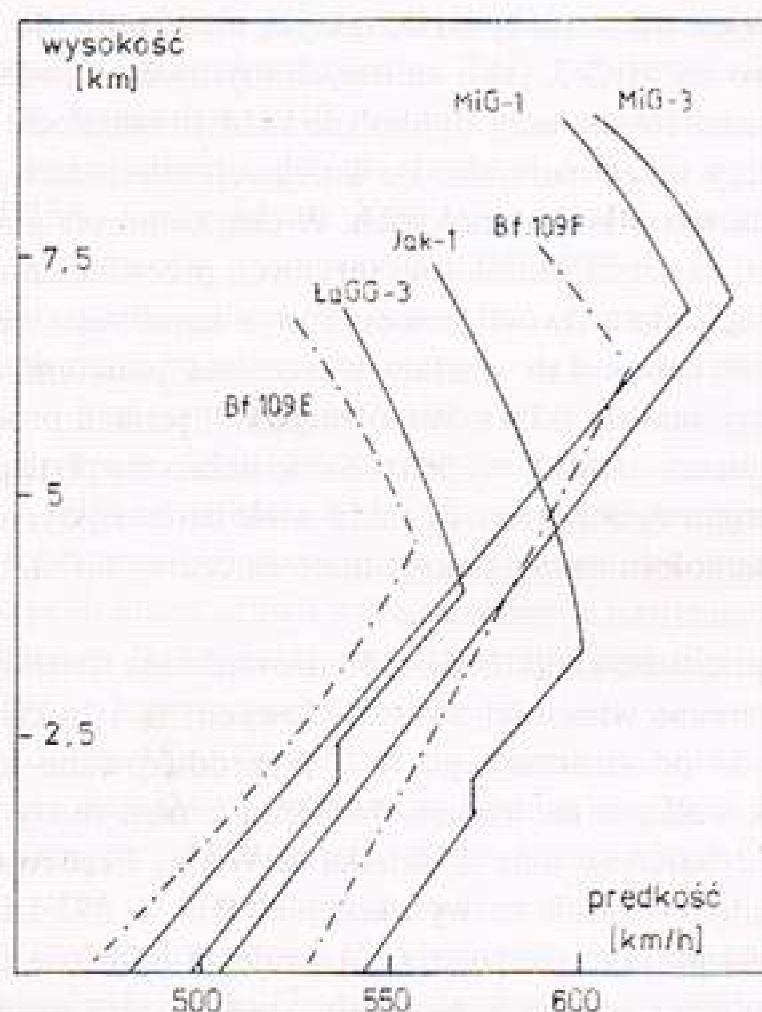
Blok faszystowski rzucił przeciw Krajowi Rad 5000 samolotów (w tym 4000 niemieckich). W rezultacie walk pierwszego dnia wojny radzieckie siły powietrzne straciły 1200 samolotów, z czego 800 na lotniskach. Jednak nie było to dla Niemców zwycięstwo łatwe. Dzięki bohaterstwu i wyszkoleniu pilotów radzieckich w walkach powietrznych 22 czerwca Luftwaffe straciła ponad 200 samolotów, a do 10 lipca około 1000 samolotów.

MiG-3 po raz pierwszy skierowano do walki jeszcze przed wojną, wiosną 1941 r. W niemieckich planach napaści na Związek Radziecki, opracowywanych w szczegółach do końca 1940 r., ważną rolę wyznaczono specjalnej jednostce lotnictwa rozpoznawczego, nazywanej od nazwiska jej dowódcy grupą Rowehl. Jej zadaniem było sfotografować przed wybuchem wojny

wszystkie ważne obiekty w zachodniej części ZSRR. Do przeprowadzenia tego zadania w październiku 1940 r. Rowehl otrzymał nowe wysokościowe samoloty rozpoznawcze Junkers — Ju 86P (były to egzemplarze doświadczalne, pierwszy prototyp Ju 86P-V1 oblatano w lutym 1940 r.). Junkersy mogły bezkarnie przenikać nad obce terytorium i z wysokości 12 000 m za pomocą trzech automatycznych kamer fotografować pas szerokości 27 km. Od końca 1940 r. samoloty jednostki Rowehla, startując z Bukaresztu i Krakowa, prowadziły rozpoznanie zaplecza radzieckiego. Piloci mieli poczucie pełnego bezpieczeństwa, gdyż lecieli ponad zasięgiem artylerii przeciwlotniczej, nie mogły ich także przechwycić ówczesne radzieckie samoloty myśliwskie. Dlatego też, gdy na początku 1941 r. nie wrócił z kolejnego lotu Ju 86P, Niemcy domniemywali awarię silnika lub utratę orientacji przez załogę, ale nie dopuszczali możliwości przechwycenia samolotu. W rzeczywistości został on zestrzelony w okolicach miasta Winnica na Ukrainie przez nie znany Niemcom samolot MiG-3. Mimo obowiązującego wówczas rozkazu nieatakowania naruszających granicę samolotów niemieckich („nie dać się sprowokować") kilkakrotnie jeszcze zdarzyły się przypadki zestrzelenia powietrznych szpiegów. W kilka tygodni później, 15 kwietnia 1941 r., z lotu rozpoznawczego nie wrócił następny Junkers.

Tym razem sprawa była jasna. Niemiecki attaché wojskowy w Moskwie nadał do Berlina depeszę, w której informował, że samolot Ju 86P lecący na wysokości 12 000 m został zmuszony do lądowania przez radziecki samolot myśliwski. Po wylądowaniu załoga Ju 86P szybko odbiegła, a wewnątrz samolotu nastąpiły dwie detonacje niszczące częściowo aparaturę fotograficzną.

22 czerwca od wczesnych godzin rannych MiG-3 walczyły w obronie radzieckiego nieba. Mimo wielu przykładów męstwa pilotów nie udało się powstrzymać natarcia niemieckiego.



Prędkość samolotów myśliwskich w pierwszym okresie wojny radziecko-niemieckiej

Inaczej także niż się spodziewano wyglądały działania lotnictwa w tej wojnie. Mające inicjatywę (a więc tym samym dyktujące warunki walki) lotnictwo niemieckie nie działało na dużych wysokościach, do których dostosowane były MiG-1 oraz MiG-3. W wymuszonej sytuacji MiG-3 były używane jako myśliwce frontowe, a nawet jako samoloty szturmowe uzbrojone w rakiety RS-82. Oczywiście nie pozwalało to na wykorzystanie rzeczywistych walorów samolotu, które były tym wyraźniejsze, im większa była wysokość lotu.

Oblatywacz Stiepan Suprun, uczestniczący przedtem w próbach państwowych MiG-3, zaproponował w obliczu groźnej sytuacji na froncie utworzenie specjalnych jednostek lotniczych składających się z pilotów doświadczalnych. Nie wszyscy oni byli pilotami wojskowymi, niektórzy nie mieli w tej dziedzinie żadnego przygotowania (np. nigdy nie strzelali z broni pokładowej). Braki te szybko jednak nadrobili, a ponadto rekompensowało je mistrzowskie opanowanie pilotażu. Ze wspomnianych pilotów sformowano cztery pułki, z których dwa uzbrojono w samoloty MiG-3. Pierwszy (401 pułk lotnictwa myśliwskiego specjalnego przeznaczenia), dowodzony przez Supruna, już 27 czerwca skierowano pod Smoleńsk, na Front Zachodni. Po śmierci Supruna (w nierównej walce) dowodzenie pułkiem przejął znany pilot Konstantin Kokkinaki. Drugi pułk (402 pułk lotnictwa myśliwskiego) dowodzony był przez Piotra Stefanowskiego. Niedaleko Moskwy, na granitowym postumencie stoi dziś odlany z brązu samolot MiG-3, pomnik pilota, dwukrotnego Bohatera Związku Radzieckiego, Stiepana Supruna. Na MiG-3 pierwsze 12 zwycięstw powietrznych odniósł jeden z asów II wojny światowej, Aleksandr Pokryszkin.

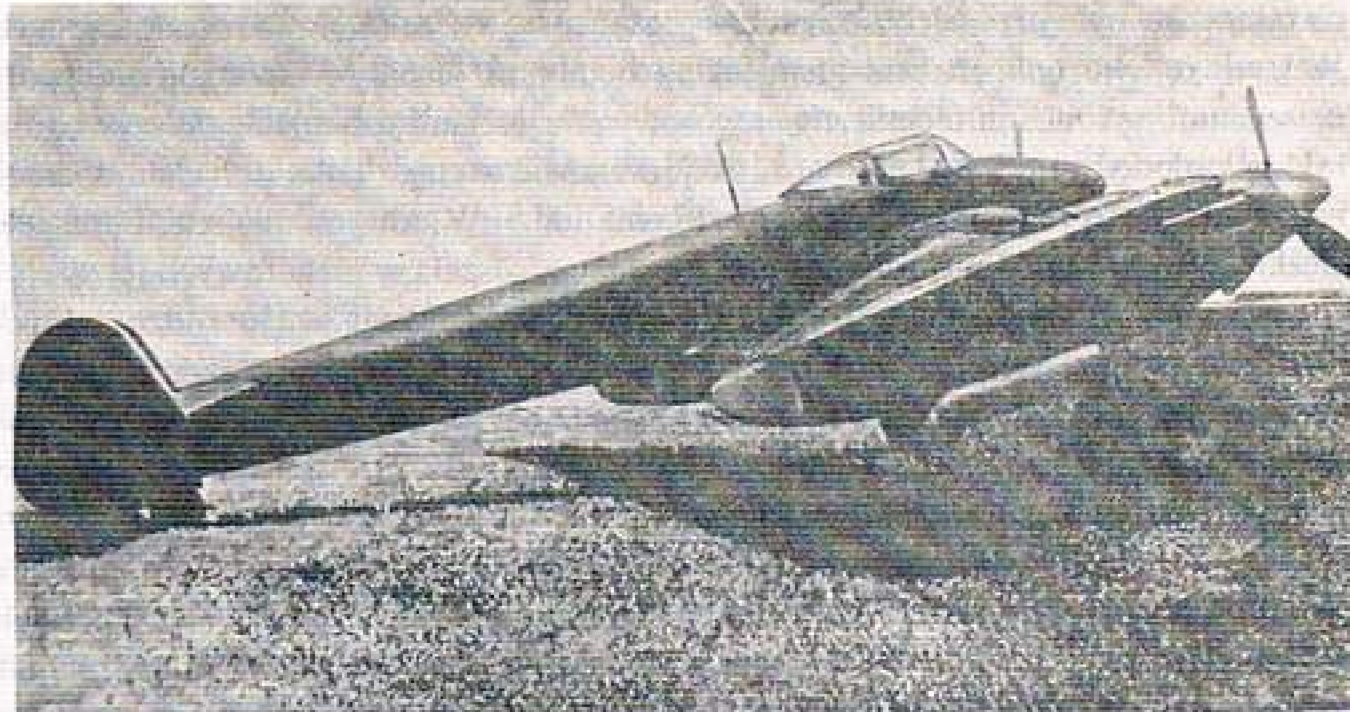
Przebieg walk powietrznych i charakterystyki MiG-3 spowodowały, że w instrukcji „Taktyka lotnictwa myśliwskiego" opracowanej w 1943 roku podczas boju powietrznego z Bf 109G-2 pilotowi zalecano: „Walcząc na MiG-3 na średnich wysokościach, gdzie zwrotność znacznie się pogarsza, trzeba koniecznie mieć osłonę z góry oraz wykorzystać każdą okazję do zwiększenia wysokości".

W toku wojny wnoszono wiele zmian nie tylko do taktyki, ale również do konstrukcji i wyposażenia samolotów. Początkowo na MiG-3, jak i na innych myśliwcach radzieckich, nie było radiostacji, jednak po kilku miesiącach (wojna uczy szybko!) na każdym samolocie był odbiornik, a na samolotach dowódców kluczy także nadajnik. Po kolejnych miesiącach radiostacja nadawczo-odbiorcza znajdowała się na wszystkich samolotach. W celu usunięcia głównej wady MiG-3, niezadowalającego uzbrojenia, na części samolotów seryjnych przewidziano możliwość podwieszenia na zewnętrznych częściach płata dwóch zasobników z karabinem maszynowym UBK kal. 12,7 mm i zapasem po 300 naboi. Ten wariant z pięcioma punktami ogniowymi nazywano MiG-3P (od: piatitoczecznyj, inaczej I-201). W późniejszych seriach produkcyjnych zmieniono też radiostację RSI-3 na nowszą — RSI-4 — i pogrubiono ochronną płytę pancerną za plecami pilota. Doświadczenia walk frontowych przyniosły także wiele drobniejszych wniosków, na przykład ten, że metalowe śmigło samolotu należy pokryć matową czarną farbą, by zapobiec odblaskom.

W 1941 r. podjęto próbę przystosowania MiG-3 do prowadzenia działań w charakterze myśliwca frontowego poprzez zmianę własności wysokościowych. W tym celu na seryjnym MiG-3 zabudowano silnik AM-38 od szturmowego Ił-2. Wyprodukowano kilkadziesiąt MiG-3AM-38, które uczestniczyły w walkach na froncie. Niektóre z nich miały standardowe uzbrojenie MiG-3 (1 km UB i 2 SzKAS), inne 2 działka SzWAK. Prędkość samolotu MiG-3AM-38 w pobliżu ziemi wynosiła 547 km/h, na wysokości 3400 m — 592 km/h.

MiG-3 w latach 1943–1944 praktycznie wyszły z uzbrojenia lotnictwa frontowego, a w pułkach lotnictwa myśliwskiego obrony przeciwlotniczej służyły do końca wojny.

W roku 1941 zrealizowano projekt 63 (I-63) z silnikiem AM-37, budując samolot



DIS z silnikami AM-35A

MiG-3AM-37, który nazywano też MiG-7 (później tę samą nazwę dano samolotom 2A oraz 3A). MiG-3AM-37 został oblatany, ale nie przechodził prób fabrycznych z powodu ciągłych kłopotów z silnikiem.

Na powstanie kolejnego samolotu MiG miały wpływ dwa czynniki: wejście przed wojną do uzbrojenia lotnictwa radzieckiego ciężkich bombowców strategicznych TB-7 (Pe-8) oraz wprowadzenie do uzbrojenia Luftwaffe dwusilnikowego samolotu wielozadaniowego Bf 110. Bombowce Pe-8 wymagały ochrony myśliwskiej, a tę mogły zapewnić jedynie samoloty myśliwskie o dużym zasięgu i silnym uzbrojeniu. Taki był dwusilnikowy DIS-200, którego opracowanie rozpoczęto w listopadzie 1940 r. (inne jego oznaczenia to 71, T oraz MiG-5). Początkowo planowano wykorzystanie dwóch silników AM-37, w pierwszym egzemplarzu zastosowano jednak AM-35A. Zasięg ponad 2000 km pozwalał oprócz zadania podstawowego, jakim było osłanianie bombowców, wykorzystać DIS-200 (od: dalnij istriebitiel soprowożdienija) do długotrwałego patrolowania w powietrzu (ponad 5 godzin), prowadzenia rozpoznania na głębokim zapleczu, a po zdjęciu zasobnika z działkami i podwieszeniu 1000-kilogramowej bomby lub torpedy — atakowania celów naziemnych i nawodnych.

Próby w locie pierwszego prototypu (projekt nazywał się DIS-200 zbudowane prototypy — DIS) z silnikami AM-35A rozpoczął w maju 1941 r. A. Żukow. Potwierdziły one w zasadzie obliczenia konstruktorów, choć samolot wymagał pewnych poprawek. Całkowite zakończenie prób uniemożliwił wybuch wojny, a następnie ewakuacja OKB, podczas której DIS został uszkodzony. Na jego los miał także wpływ brak silników AM-37, a później i AM-35. Dlatego budując w 1942 r. kolejny egzemplarz konstruktorzy z zespołu Mikojana i Guriewicza użyli dwa silniki gwiazdowe ASz-82F; prototypu jednak nie oblatano. W pierwszych miesiącach walk okazało się, że zadania rozpoznawcze i bombowe MiG-5 z powodzeniem wykonywał seryjny bombowiec frontowy Pe-2, a produkcję strategicznych Pe-8, których osłonę miały stanowić DIS-y, przerwano na rzecz samolotów frontowych.

Druga połowa roku 1941 to niezwykle ciężki okres nie tylko dla Armii Czerwonej, ale również dla zaplecza frontu. Wobec zagrożenia europejskiej części ZSRR cały radziecki przemysł zbrojeniowy został ewakuowany na wschód. Przemieszczenie zakładów i biur konstruktorskich

na taką skalę było przedsięwzięciem bez precedensu, a zrealizowane zostało niezwykle sprawnie. W trudnych warunkach, pod niemieckimi bombami, jechały na wschód transporty z ludźmi, maszynami, rysunkami technicznymi, gotowymi częściami uzbrojenia. Wszystko organizowano tak, by po przybyciu na miejsce produkcję wznowić w ciągu kilku dni. Cała operacja wymagała nadzwyczajnego zaangażowania i poświęcenia ludzi. W nowych miejscach pracy warunki były ciężkie, brakowało pomieszczeń, często produkcja ruszała w niegotowych jeszcze halach. Na to wszystko nakładały się inne, ludzkie problemy: rozdzielenie wielu rodzin, niepewność o los bliskich i kraju, zmęczenie, brak mieszkań, brak żywności. Trzeba też brać pod uwagę ciężkie zimowe warunki. Można bez przesady powiedzieć, że sprawne przeprowadzenie tej operacji stanowiło ważny element późniejszego gwałtownego rozwoju przemysłu ZSRR, a w następstwie tego pokonania Niemiec hitlerowskich.

Część biura konstruktorskiego Mikojana przeniosła się na wschód w sierpniu 1941 r. Samolotem przewieziono najbardziej cenną dokumentację. Oczywiście nie obyło się bez przygód: ledwie wyładowano rysunki, gdy spadł przelotny deszcz. Wszyscy, wraz z Mikojanem, biegiem przenosili plany do najbliższego ukrycia. Później ciężarówką, wielokrotnie wyciągając ją z błota, dowieźli wszystko na miejsce. Kujbyszew, do którego dotarli, był w tym czasie rejonem ewakuacji wielu ważnych zakładów i instytucji. Pracownicy mikojanowskiego OKB byli rozlokowani w domkach na skraju miasta, w trudnych wojennych warunkach. W dalszej kolejności przyjechali z Moskwy do Kujbyszewa wszyscy pracownicy zespołu konstruktorskiego i zakładu nr 1. Zasadą było, że maszyny pracowały do końca, demontowano je bezpośrednio przed odjazdem. Kolejność transportu zorganizowano tak, by od razu po przybyciu na miejsce móc montować pierwsze myśliwce, jeszcze z części zabranych ze sobą z Moskwy. W Kujbyszewie wszystko trzeba było robić od nowa. W październiku 1941 r. przygotowano lotnisko zakładowe, stawiano hale produkcyjne, ruszała budowa kuźni dla wytwórni samolotów i odlewni dla wytwórni silników. 1 listopada sprawdzający przebieg ewakuacji ludowy komisarz (minister) przemysłu lotniczego Aleksiej Szachurin opisywał zakład Mikojana:

„Nastały już mrozy (...) Transporty ze sprzętem i ludźmi ciągle przybywają. Jest jeszcze wiele problemów, wszystko robi się jednocześnie, ale powoli przypomina to zakład produkcyjny: część hal ma już dachy i okna, część nie ma jeszcze szyb, są też bez dachów, ale wszędzie trwa praca".[1)]

A zimą z 1941 na 1942 r. w Kujbyszewie mrozy sięgały $-55°C$. Pierwszy na nowym miejscu MiG-3 opuścił halę produkcyjną w 10 dni po przybyciu do Kujbyszewa ostatniego transportu z maszynami i częściami. W drugiej połowie roku 1941 powstało łącznie 1811 MiG-ów.

Wkrótce po przyjeździe do Kujbyszewa rozszerzono skład OKB Mikojana i Guriewicza włączając zespół kierowany dotychczas przez Wsiewołoda Tairowa (Tairow pod koniec grudnia 1941 r. zginął w katastrofie lotniczej). Była to grupa doświadczonych pracowników zajętych w tym czasie dwusilnikowym myśliwcem towarzyszącym Ta-3. Był wśród nich także Gleb Łozino-Łozinski, entuzjasta idei wykorzystania w lotnictwie nietypowych zespołów napędowych (turbiny parowej, silnika pulsacyjnego itp.).

W połowie ewakuacji postanowieniem rządu radzieckiego z października 1941 r. polecono zaprzestać produkcji nowych samolotów MiG-3. Co doprowadziło do takiej decyzji? Przed czerwcem 1941 r. zbudowano znacznie więcej MiG-3 niż innych samolotów myśliwskich. Pokładano w nich wielkie nadzieje. Jednak, jak już wiadomo, MiG-3 niecałkowicie sprawdziły się na wojnie: przewyższając swoimi parametrami wszystkie inne myśliwce na wysokości powyżej 5000–6000 m, na małych i średnich (typowych wysokościach walk powietrznych w II wojnie

1) Arlazorow M., op. cit., s. 92–93.

światowej) ustępowały im prędkością i zwrotnością. Jednak ten powód nie byłby wystarczający do przerwania produkcji: MiG-3 doskonale przecież nadawał się do lotnictwa obrony powietrznej, gdzie potrzebny jest właśnie myśliwiec wysokościowy. Poza tym samolot można modernizować. Również na podstawie MiG-3 mogłyby powstać w szybkim czasie ulepszone warianty myśliwców frontowych, tak jak stało się to z samolotami ŁaGG-3 i Jak-1, rozwiniętymi później w dwie rodziny samolotów myśliwskich.

I najprawdopodobniej tak by się stało, gdyby nie główna przyczyna: MiG-owi trzeba było zabrać silnik. Pierwsze miesiące walk z Niemcami przewartościowały wiele dotychczasowych ocen i prognoz. Tak było z myśliwcem wysokościowym MiG-3, który okazał się mniej potrzebny niż przypuszczano, tak było też z samolotem szturmowym Ił-2, którego efektywność w boju rozwiała wszelkie wcześniejsze obawy sceptyków. W toku całej wojny Ił-2 był najpopularniejszym, wyprodukowanym w największej liczbie samolotem radzieckim (ponad 36 tys. sztuk), ale w początkowym okresie, do czerwca 1941 r., zakłady produkcyjne opuściło zaledwie 249 Ił-ów. Wzrost produkcji hamowany był przede wszystkim brakiem silników AM-38, spowodowanym zajęciem przez Niemców jednej z większych wytwórni na Białorusi. Inną fabryką budującą AM-38 był powstały pod koniec 1941 r. zakład w Kujbyszewie, ten sam, który jednocześnie montował AM-35A do MiG-ów. Oba silniki miały podobny układ konstrukcyjny, wiele wspólnych części i nie było lepszego sposobu zwiększenia liczby silników AM-38 niż wykorzystanie tej sytuacji. Zdecydowano przerwać produkcję silników do MiG-ów i całe siły przeznaczyć na AM-38 do Ił-ów. W rywalizacji z Ił-2 MiG musiał przegrać. Wśród samolotów myśliwskich istniały przecież spisujące się doskonale ŁaGG i Jak, natomiast Ił nie miał żadnego zamiennika.

Jednak seryjna produkcja samolotów szturmowych w Kujbyszewie rozkręcała się powoli, zakłady siłą bezwładności produkowały silniki AM-35A i samoloty MiG-3, choć decyzją władz powinny przestawić produkcję. 23 grudnia 1941 r. odbyło się w Moskwie posiedzenie na temat sytuacji w lotnictwie. Oprócz Stalina obecni byli Iljuszyn, Mikojan, Pietlakow, Mikulin, przedstawiciele przemysłu lotniczego i wojska. Gdy doszło do oceny efektywności poszczególnych samolotów, nalegano na szybkie zwiększenie produkcji Ił-2. Stanęła sprawa nierealizowania przez dyrektorów dwóch fabryk, Szenkmana i Trietiakowa, polecenia przerwania produkcji MiG-ów. Po tej naradzie Stalin wystosował słynny „telegram o Ił-ach":

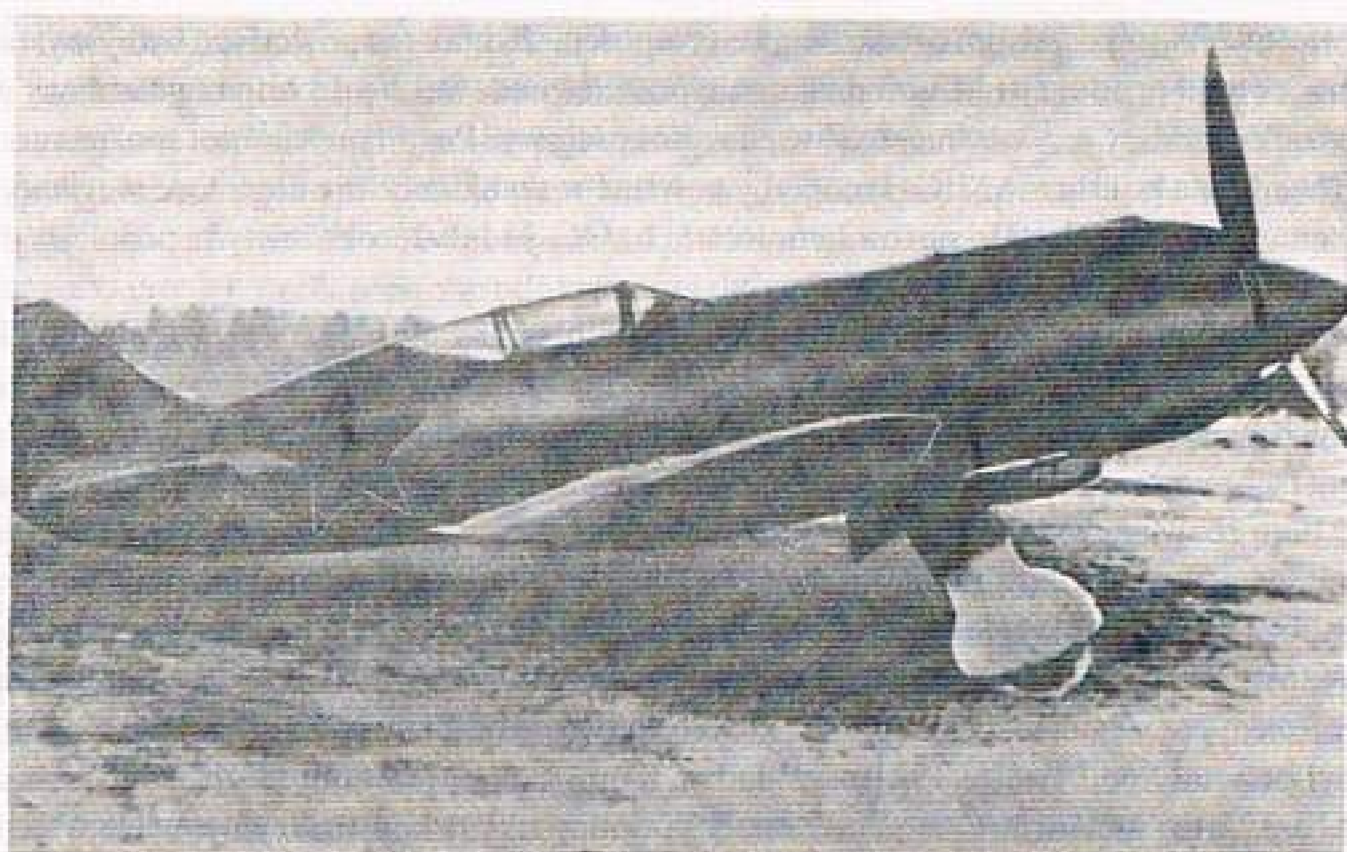
„Oszukaliście nasz kraj i naszą Armię Czerwoną (...) Samoloty Ił-2 są teraz potrzebne naszej Armii Czerwonej jak powietrze, jak chleb. Szenkman daje po jednym Ił-2 dziennie, a Trietiakow daje MiG-3 po 1–2 sztuki. To kpina z kraju i Armii Czerwonej. Potrzebne są nie MiG-i ale Ił-2 (...) Uprzedzam ostatni raz".[1]

Podziałało to jak kubeł zimnej wody. Iljuszyn opowiadał później, że w kujbyszewskim zakładzie nastąpił cud. Załoga nie tylko opanowała produkcję całkowicie nowego dla siebie typu samolotu Ił-2, ale w szybkim czasie przekroczyła pierwotnie zakładaną wielkość produkcji.

Zespół Mikojana został bez silnika, a skutkiem tego bez samolotu w produkcji seryjnej. OKB znalazło się w trudnym położeniu, praktycznie na granicy rozformowania i przekazania swoich pracowników innym zespołom. Po przybyciu do Kujbyszewa nie produkowano już nowych samolotów MiG-3, montowano je jedynie z wykonanych wcześniej części. Ostatnie egzemplarze przekazano jednostkom lotniczym na początku 1942 r.

Mikojan próbował jeszcze utrzymać MiG-3 w produkcji seryjnej przystosowując jego płatowiec do innego, łatwiej dostępnego silnika gwiazdowego M-82A, jednak nie była to próba udana. Ze względu na istnienie dużych rezerw produkcji M-82, zadanie przerobienia swoich samolotów myśliwskich otrzymali także Jakowlew, Ławoczkin i Gudkow. Najwięcej kłopotów

[1] Jakowlew A.: *Cel życia*. Moskwa 1972, s. 303.



MiG-9M-82

sprawiały wymiary silnika: konstruktorzy musieli umieścić gwiazdowy silnik M-82 o średnicy 1260 mm w kadłubie przystosowanym do silnika rzędowego AM-35A o szerokości 875 mm. Uwzględnić też trzeba było większą o 55 kg masę silnika, co powodowało pewne przesunięcie środka ciężkości. Efektem modyfikacji był samolot MiG-9M-82, z krótszym kadłubem oraz charakterystycznymi dwoma kanałami powietrza na pokrywie silnika. Zbudowano go w 5 egzemplarzach już w Kujbyszewie, w grudniu 1941 r. Montaż przebiegał bardzo szybko, w niegotowej jeszcze hali. Do pierwszego lotu na MiG-9M-82 wystartował na początku 1942 r. pilot doświadczalny NII WWS Gołofastow. Niestety, rezultaty prób nie były pomyślne. Opór czołowy spowodowany przez silnik okazał się znacznie większy od przewidywanego i mimo zwiększenia mocy silnika osiągi myśliwca pogorszyły się w porównaniu z MiG-3. Powiększenie przedniej części kadłuba pogorszyło widoczność z kabiny pilota. Prowizoryczne przejście od szerokiego silnika do wąskiego kadłuba powodowało nieprawidłowy opływ tylnej części samolotu i drgania usterzenia. Były kłopoty z uszczelnieniem kadłuba. W OKB szybko podjęto kroki w celu poprawienia opływu (zmieniono kształt pokrywy silnika i połączenia skrzydła z kadłubem), lecz niewiele to dało. MiG-9M-82 został przekazany do CAGI w celu przeprowadzenia prób w tunelu aerodynamicznym T-101, a następnie ponownie zajęli się nim pracownicy OKB Mikojana i Guriewicza. Jakiś czas trwały próby na froncie. W grudniu 1942 r. kpt. W. Gołofastow zakończył próby państwowe drugiego egzemplarza MiG-9M-82. Największa uzyskana prędkość wyniosła zaledwie 565 km/h. W sprawozdaniu z prób stwierdzono m.in., że w warunkach bojowych nie można wykonywać lotu z zamkniętą osłoną kabiny, widoczność do tyłu jest zła, a lądowanie trudne, gdyż silnik nierówno pracuje przy małych prędkościach obrotowych. Pozytywnie oceniono jedynie start i lot poziomy MiG-9M-82. Okazało się, że zmiana silnika musi pociągać za sobą bardziej istotne przeróbki, a nawet całkowite przekonstruowanie samolotu. Mikojanowi nie udało się szybko stworzyć nadającego się do produkcji seryjnej samolotu myśliwskiego z silnikiem gwiazdowym M-82. Powiodło się jedynie Ławoczkinowi: powstał Ła-5,

a później jego znakomici następcy: Ła-5FN, Ła-7, Ła-9 oraz Ła-11 (Ławoczkin miał w tej dziedzinie większe doświadczenie, gdyż pierwszą próbę wyposażenia swojego myśliwca w silnik gwiazdowy podjął jeszcze przed wojną).

Mikojan był przekonany, że celowe jest dalsze istnienie OKB, mimo braku bezpośredniej produkcji dla frontu; powinno ono być zachowane dla prac perspektywicznych. Zgodzono się z tymi argumentami. Według podobnych zasad działały także grupy Suchoja, Bołchowitinowa, Polikarpowa i innych. Oczywiście nie dysponowały one takimi możliwościami, jak zespoły zaopatrujące front (Jakowlew, Ławoczkin, Iljuszyn, Pietlakow). Na decyzję wpłynął fakt, że działo się to już w 1942 r., po powstrzymaniu natarcia i po pierwszej znaczącej porażce Niemców w bitwie pod Moskwą. Słuszność decyzji pozostawienia OKB Mikojana potwierdzona została bezpośrednio po wojnie, gdy zespół ten osiągnął niekwestionowane pierwszeństwo w klasie samolotów myśliwskich.

Prace zespołu Mikojana i Guriewicza w okresie wojny szły w dwóch kierunkach. Po pierwsze ulepszano samolot MiG-3 stopniowo, ale konsekwentnie, wykorzystując nowe doświadczenia (samoloty E oraz D). Po drugie zaś, ponieważ dalsze zwiększenie prędkości, wysokości lotu i siły uzbrojenia było niemożliwe przy zachowaniu rozmiarów i konstrukcji MiG-3, zbudowano serię myśliwców A — większych i cięższych niż poprzednie. Wypróbowano na nich m.in. silniki ze sprężarkami i kabiny hermetyczne. Nie obciążone produkcją seryjną biuro Mikojana mogło pozwolić sobie na większą swobodę pracy. Jakowlew i Ławoczkin ulepszali swoje myśliwce wprowadzając stopniowo drobne poprawki, np. szersze użycie metalu w konstrukcji płata, przeniesienie chwytów powietrza do nasady skrzydeł, schowanie chłodnicy oleju, zdjęcie masztu antenowego, wygładzenie pokrycia, uszczelnienie płatowca. Pozwoliło to nieprzerwanie rozwijać prototyp, aż do wykorzystania wszystkich możliwości. Wprowadzone w kolejnych wersjach zmiany były niewielkie, lecz w sumie dawały ciągłe polepszanie osiągów. Mikojan natomiast, nie pomijając i tych ulepszeń, mógł wykorzystywać jakościowo nowe rozwiązania. Po prostu mógł zaryzykować, że kolejny samolot będzie nieudany. Porażka także dawała doświadczenie, a nie groziła naruszeniem dostaw dla frontu.

W marcu 1942 r. Mikojana mianowano dyrektorem i głównym konstruktorem zakładu doświadczalnego. W kwietniu, po przeminięciu największego zagrożenia wojennego, OKB wróciło z ewakuacji do Moskwy, lecz nie do poprzednio zajmowanych pomieszczeń przy zakładzie nr 1. Nowe miejsce na przedmieściach Moskwy miało tę zaletę, że dawało zespołowi pełną samodzielność, z drugiej jednak strony wszystko trzeba było zaczynać od nowa. Konstruktorzy zastali tam jeden piętrowy budynek, hangar i kilka baraków. Cały zespół OKB liczył wówczas kilkadziesiąt osób i zmieścił się w domku, który dziś niknie przy wybudowanych obok gmachach (zakład im. Mikojana nadal znajduje się w tym miejscu, oczywiście znacznie rozbudowany, gdyż jego załogę stanowi wiele tysięcy ludzi).

Przy okazji powrotu z ewakuacji pracownicy OKB przeprowadzili niezwykłą inwentaryzację. Przejrzeli wiele gotowych detali i podzespołów wykonanych jeszcze w okresie produkcji seryjnej MiG-3 i wówczas nie wykorzystanych. Trzeba było je posortować, opisać, zbadać jakość, a następnie sprawdzić możliwość wykorzystania każdego elementu. W zakładzie doświadczalnym przy OKB wykonano brakujące elementy i zmontowano łącznie ok. 50 dodatkowych MiG-3 dla lotnictwa obrony powietrznej Moskwy. Wiele części przydało się do budowy pierwszych samolotów rodziny A. Łączna produkcja MiG-3 wyniosła 3322 sztuki (w pierwszej połowie 1941 r. — 1209, w drugiej połowie 1941 r. — 1811 i w 1942 r. — 302 szt.).

Niepowodzenie samolotu MiG-9M-82 nie przerwało prac OKB nad samolotem z silnikiem gwiazdowym. W lutym 1943 r. wystartował do pierwszego lotu myśliwiec I-211 (samolot E, inaczej MiG-9F). Wykorzystując doświadczenia zdobyte podczas prób MiG-9M-82


I-230

ulepszono jego aerodynamikę, staranniej uszczelnino płatowiec, zmniejszono masę konstrukcji. Zastosowano także kolejny wariant silnika M-82 (ASz-82F) o większej mocy. Poczynając od pierwszego lotu wykonanego przez Sawkina, samolot charakteryzował się bardzo dobrymi osiągami (m.in. prędkość 670 km/h, pułap 11 300 m). Zaletą było także lepsze uzbrojenie, składające się z dwóch działek SzWAK. Parametrami samolot E odpowiadał, a nawet przewyższał powstały nieco wcześniej w zespole Ławoczkina Ła-5, jednak ważne okazało się właśnie to „nieco wcześniej". Ła-5 był już produkowany seryjnie, a I-211 zbudowano jedynie 10 egzemplarzy, które pomyślnie przeszły próby wojskowe na froncie.

Bezpośrednim rozwinięciem MiG-3 był myśliwiec wysokościowy MiG-3U (od: ułuczszennyj), nazywany też I-230 lub samolot D; w literaturze lotniczej niekiedy błędnie nazywa się go MiG-3D. Miał on spełniać te same zadania co MiG-3, ale podczas konstruowania uwzględniono już uwagi pilotów i mechaników z jednostek. Założeniem było maksymalne zbliżenie konstrukcji MiG-3U do seryjnego MiG-3, aby po ewentualnym podjęciu produkcji seryjnej wykorzystać część istniejącego oprzyrządowania. Pierwszym doświadczeniem wyniesionym z walk powietrznych było stwierdzenie niewystarczającej skuteczności karabinów maszynowych (szczególnie mniejszego kalibru, np. 7,62 mm). I-230 otrzymał już dwa zsynchronizowane działka SzWAK kal. 20 mm, ułożone w górnej przedniej części kadłuba. Kadłub nie miał metalowej kratownicy, lecz był konstrukcją skorupową z drewna. Uprościło to znacznie technologię oraz zmniejszyło masę płatowca. Kolejnym żądaniem pilotów było poprawienie widoczności z kabiny. Konstruktorzy zwiększyli osłonę kabiny oraz wysunęli ją nieco bardziej poza obrys kadłuba. W konstrukcji skrzydła zastosowali dźwigar metalowy zamiast drewnianego. Wiele innych elementów ulepszono lub uproszczono. Kłopotem było znalezienie silnika do I-230, gdyż AM-35A już od końca 1941 r. nie był produkowany, pierwotnie zaś planowany AM-39 nie był jeszcze gotowy. Konstruktorzy musieli w swoim zakładzie doświadczalnym zrekonstruować silnik z części AM-38F (jak wiadomo były one w wielu elementach identyczne). Taki kombinowany silnik okazał się o 40 kg cięższy niż AM-35A, mimo to I-230 podczas prób państwowych prowadzonych od 28 lipca do 6 sierpnia 1943 r. przez pilota doświadczalnego W. Chomiakowa

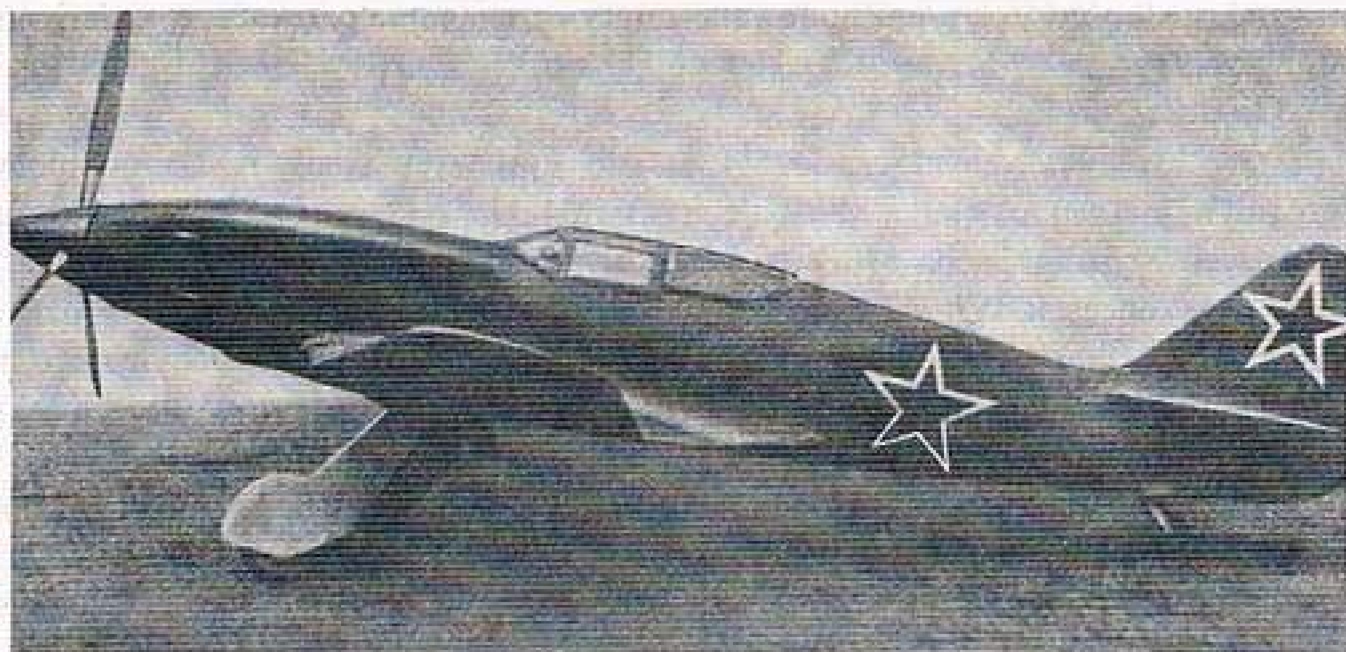
osiągnął prędkość 656 km/h. Zbudowano cztery egzemplarze przekazane w sierpniu 1943 r. do prób wojskowych w 12. gwardyjskim pułku lotnictwa myśliwskiego, walczącym w obronie Moskwy.

W tym samym czasie był już do dyspozycji silnik AM-39 o mocy startowej porównywalnej z mocą silnika M-82, ale przy tym węższy od niego i utrzymujący swoją moc także na dużych wysokościach. Możliwość wykorzystania silnika AM-39 pozwoliła wrócić do pierwotnej koncepcji. W 1943 r. Jurij Antipow oblatał kolejny samolot serii D, oznaczony I-231 (inaczej 2D, w literaturze czasem błędnie określany jako MiG-3DD). Jedynymi, oprócz silnika, różnicami w stosunku do I-230 (D) była inna antena radiostacji oraz nieco niżej opuszczony statecznik poziomy. Antipow osiągnął na I-231 prędkość 707 km/h na wysokości 7100 m. Mimo to produkcji seryjnej I-231 nie można było uruchomić, ponieważ silnik AM-39 był na razie dostępny w pojedynczych egzemplarzach.

Pod koniec 1942 r. rozpoczęto prace nad kolejnym prototypem, I-220. W stosunku do MiG-3 wprowadzono kilka istotnych zmian. Zwiększono o 80 cm rozpiętość skrzydeł i otrzymały one niewielki skos krawędzi natarcia. Zgodnie z doświadczeniami frontowymi uzbrojenie zwiększono do 4 działek 20 mm (po raz pierwszy w ZSRR). Konstruktorzy uznali za niezbędne przesunięcie do przodu kabiny pilota, co dawało lepszą widoczność, oraz — dzięki umieszczeniu kabiny w środku ciężkości samolotu — zmniejszało przeciążenia działające na pilota podczas walki powietrznej. Wiele starań poświęcono poprawie własności aerodynamicznych. Zamiast chłodnicy podkadłubowej zastosowano dwie tunelowe wewnątrz centropłatu, z chwytami powietrza w jego przedniej krawędzi. Samolot I-220 (inaczej A lub MiG-11) opracowano z zamiarem wykorzystania silnika AM-39, ale bez większych kłopotów można było montować produkowany masowo silnik AM-38F. Nad ziemią AM-38F osiągał taką samą moc jak AM-39, jednak szybko zmniejszała się ona wraz ze zwiększaniem wysokości lotu. Egzemplarz I-220



I-231



I-220 z silnikiem AM-38F

z silnikiem AM-39 przeszedł próby fabryczne w lipcu i sierpniu 1943 r., a 29 sierpnia 1943 r. A. Żukow osiągnął na nim rekordową w ZSRR prędkość 697 km/h na wysokości 7800 m. W trakcie prób państwowych prowadzonych od 14 lipca 1944 r. nastąpiła awaria silnika. Przez pewien czas stosowano zastępczo silnik AM-37, a następnie zarzucono próby. Prototyp I-220 z silnikiem AM-38F oblatano w styczniu 1944 r., osiągając prędkość 652 km/h na wysokości 2600 m. Latali na nim Igor Szelest, Aleksiej Jakimow i inni. W sumie I-220 z silnikiem AM-38F nie wnosił nic nowego, zalety tej konstrukcji ujawniały się dopiero przy silniku AM-39. W połowie 1944 r. rozpatrywano możliwość uruchomienia jego produkcji seryjnej, jednak zrezygnowano z tego, mimo że osiągi I-220 były lepsze niż osiągi samolotów myśliwskich walczących na froncie. Jak oraz Ła całkowicie odpowiadały wymaganiom walki z samolotami niemieckimi i były w stanie zapewnić panowanie w powietrzu.

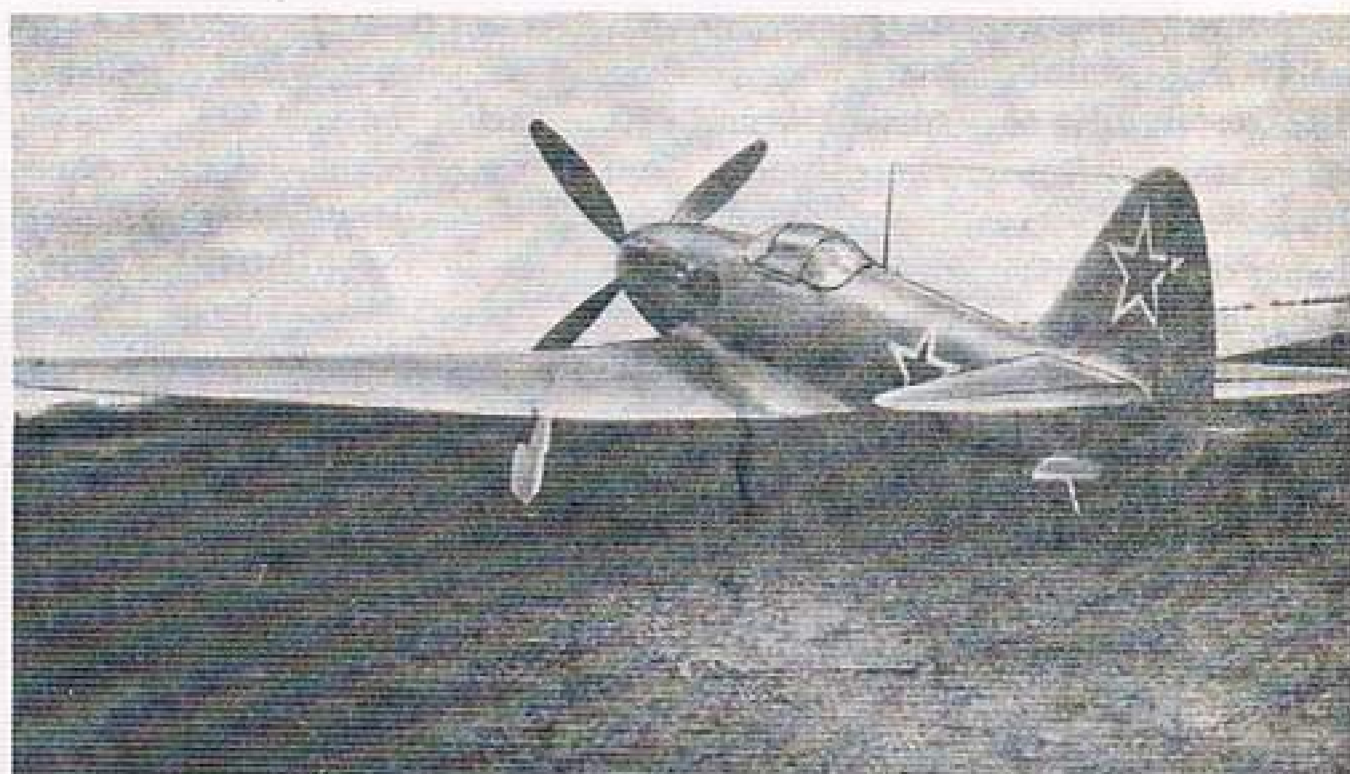
W roku 1943 nad radzieckimi miastami rozpoczęły loty niemieckie wysokościowe samoloty rozpoznawcze Ju 86P. Lecąc na wysokości przekraczającej pułap seryjnych radzieckich myśliwców Niemcy fotografowali ważne obiekty przemysłowe, węzły komunikacyjne itp. Po przelotach Ju 86P nad Saratowem i Gorki hitlerowcy dokonali ataków bombowych na te miasta. Przed obroną powietrzną, a w szczególności przed 6. korpusem lotnictwa myśliwskiego chroniącym Moskwę, stanęło ważne zadanie. Jakowlew i Mikojan otrzymali polecenie skonstruowania myśliwca zdolnego niszczyć cele powietrzne na wysokości 14 000 m. Problem był złożony. Samolot rozpoznawczy, z którego zdjęto wszystko co tylko można, nawet uzbrojenie, osiągał wysokość stopniowo, jeszcze nad swoim terytorium; leciał po prostej nie wykonując żadnych manewrów. Natomiast samolot myśliwski musiał osiągnąć olbrzymią wysokość w krótkim czasie, doścignąć przeciwnika, zająć dogodną pozycję do ataku i mieć odpowiednio silne uzbrojenie. Mikojan wykonał to zadanie tworząc modyfikacje samolotu A z wieloma nowatorskimi rozwiązaniami. W krótkim czasie powstał 2A (I-221). Przystosowując samolot do działań na wysokości 14 000 m wyposażono go w skrzydło o rozpiętości 13 m, a silnik — w celu utrzymania tak dużej mocy — otrzymał dwie sprężarki TK-2B (ich turbiny były napędzane gazami wylotowymi). Sprężarki służące do nadmuchu powietrza do cylindrów silnika AM-39A przygotował zespół Mikulina przy pomocy CIAM (Centralnyj Institut Awiamotorostrojenija). Dopracowanie nowego systemu i dopasowanie go do samolotu I-221 Artiom Mikojan powierzył młodemu inżynierowi, Rostisławowi Bielakowowi, którego pomysłowość, pracowitość i energia zwróciły

uwagę głównego konstruktora. W celu zrównoważenia zwiększonej masy jednostki napędowej musiano osłabić uzbrojenie samolotu: zamiast 4 działek w I-220, I-221 otrzymał 1 km 12,7 oraz 2 km 7,62 mm. Ostatecznie pod koniec 1943 r. samolot był gotów. Co prawda znikła bezpośrednia przyczyna, dla której go budowano, lecz I-221 był kolejnym ważnym krokiem w historii rozwoju przechwytującego samolotu myśliwskiego.

Jakowlew ze swoim zadaniem uporał się znacznie szybciej, budując w ciągu 3 tygodni samolot wysokościowy na podstawie seryjnego Jak-9. Podczas jednego z wylotów bojowych nowego Jak-9PD, 2 lipca 1943 r. pilot Szołochow zbliżył się do niemieckiego Ju 86P na wysokości 12 300 m, jednak zanim zdołał otworzyć ogień przeciwnik szybko odleciał na zachód. Od tego czasu loty wysokościowych samolotów rozpoznawczych nad ZSRR ustały.

I-221 (2A) wystartował do pierwszego lotu 2 grudnia 1943 r., pilotowany przez P. Żurawlowa. Żurawlow nie był zawodowym oblatywaczem, lecz młodym pilotem myśliwskim przybyłym bezpośrednio z jednostki wojskowej. Nie obeznany z doświadczalną konstrukcją wysokościowego myśliwca nie wiedział, że płomienie wydostające się od czasu do czasu ze sprężarki są zjawiskiem normalnym. Przekonany o pożarze samolotu wyskoczył ze spadochronem.

Na kolejnym egzemplarzu, nazwanym I-222 (3A), po raz pierwszy wystartował Aleksiej Jakimow 7 maja 1944 r. 3A nie był prostym powtórzeniem 2A: jako pierwszy wśród samolotów Mikojana otrzymał kabinę hermetyczną, co wymagało uprzedniego rozwiązania kilku problemów szczegółowych. Gdy samolot osiąga wysokość kilkunastu kilometrów, gdzie powietrze jest bardzo rozrzedzone, ciśnienie wewnętrzne rozpiera kabinę z ogromną siłą. Warianty konstrukcji badano w komorach ciśnieniowych. Początkowo oszklenia kabin rozlatywały się z olbrzymim hukiem. Później przestały pękać, ale za to na szybach osadzała się para utrudniająca widoczność. Wilgoć usunięto montując wentylatory nadmuchujące na szyby gorące powietrze, lecz to z kolei pogarszało wytrzymałość szkła organicznego i znowu groziło pęknięciem osłony. W ten sposób koło się zamykało. Z czasem wypracowano inne sposoby (szkło dwuwarstwowe,



I-222

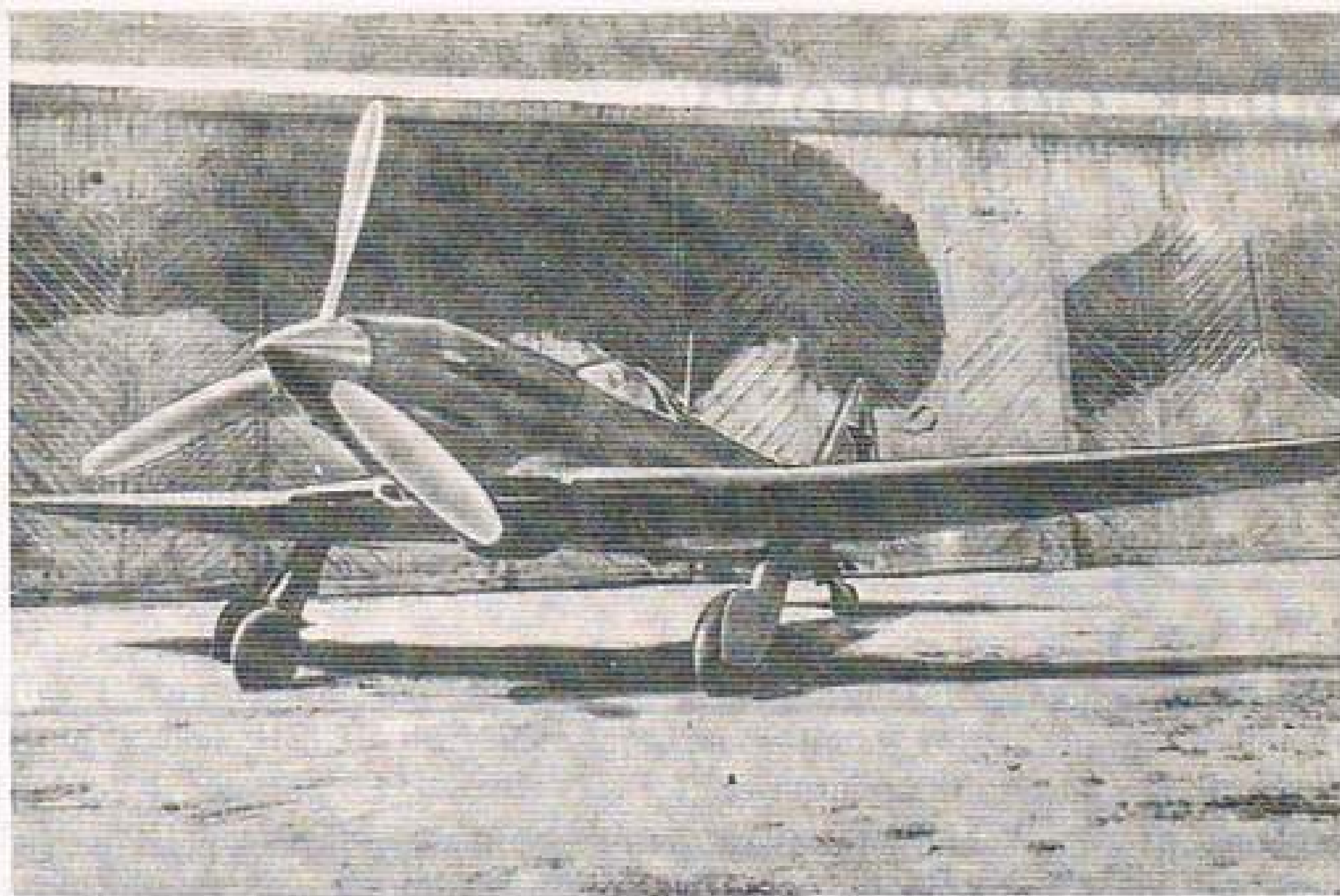
staranniejsze kierowanie strugami gorącego powietrza, wkładki higroskopijne) i kabina hermetyczna stała się zdatna do zastosowania na samolocie bojowym. W przerwie między stałą a ruchomą częścią osłony umieszczano gumowy wąż, który po napompowaniu dokładnie wypełniał szczelinę. Oprócz kabiny hermetycznej I-222 różnił się od swego poprzednika silnikiem AM-39B-1 o znacznie większej mocy, z dwoma turbosprężarkami TK-2B i nowym czterołopatowym śmigłem. Jakimow w czasie prób osiągnął bardzo dobre wyniki (prędkość 691 km/h, pułap 14 500 m), a trzeba przy tym pamiętać, że nie był to specjalnie budowany samolot rekordowy, lecz bojowy. W połowie 1944 r. uznano, że 3A (I-222) nadaje się do produkcji seryjnej jako wysokościowy myśliwiec przechwytujący (przewidywano dla niego oznaczenie MiG-7). Bliski koniec wojny, a także mało prawdopodobne zagrożenie niemieckimi bombardowaniami z dużej wysokości, wstrzymały produkcję seryjną tego samolotu.

Nie zaprzestano jednak rozwoju samolotów myśliwskich serii A. Kolejnym doświadczeniem w pracy OKB stał się 4A (przy tym skorygowano oznaczenia z literą „I", dopasowując je do oznaczeń „A": 4A nazwano inaczej I-224). Otrzymał on inny silnik — AM-39FB z nowocześniejszymi sprężarkami TK-300B oraz śmigło z łopatami o niespotykanej dotąd szerokości 40 cm, znacznie skuteczniejszymi w rozrzedzonej atmosferze. W wyglądzie zewnętrznym najbardziej widoczne różnice między 4A oraz 3A to szerokie łopaty śmigła i znacznie większa chłodnica pod kadłubem samolotu. Próby w locie, które 4A przeszedł jesienią 1944 r., wykazały jego wysokie charakterystyki. Samolot ten oblatywali Igor Szelest i Aleksiej Jakimow. W kolejnym locie wskutek awarii sprężarki zapalił się silnik i Jakimow musiał opuścić samolot ze spadochronem. I-224 to ostatni z silnikiem tłokowym stratosferyczny samolot OKB Mikojana i Guriewicza.

Jednocześnie wytworzono kolejną modyfikację: 5A (I-225). Nie był to samolot wysokościowy, lecz zbliżony rozmiarami do I-220 frontowy samolot myśliwski. Kosztem pułapu,



I-224



I-225

obniżonego w 5A o 1500–2000 m w stosunku do poprzednich, poprawiono inne parametry, szczególnie prędkość. Wykorzystano przy tym wszystkie doświadczenia zdobyte podczas konstruowania rodziny samolotów A. Zastosowano silnik AM-42B o największej z dotychczasowych mocy startowej 1641 kW. Kabina samolotu 5A nie była hermetyczna, czyli miała prostszą konstrukcję; tym samym polepszyła się widoczność. Podczas prób zakładowych I-225, rozpoczętych 14 marca 1945 r., uzyskano najlepszą prędkość dla samolotów MiG z silnikiem tłokowym: 726 km/h (w ZSRR szybszy był tylko Jak-3WK-108 osiągający prędkość 745 km/h).

Samoloty A stanowiły najwyższe osiągnięcie zespołu Mikojana i Guriewicza w klasie samolotów myśliwskich o napędzie tłokowym. Na nich właśnie, po raz pierwszy w ZSRR, umieszczono uzbrojenie składające się z 4 działek i kabinę hermetyczną. Zrealizowano ideę wykorzystania energii gazów wylotowych z silnika do zwiększenia ciągu (zaproponował ją Mikojanowi Gleb Łozino-Łozinski). W samolotach 2A, 3A oraz 4A służyła ona do napędu sprężarek TK-2B i TK-300B, a w samolocie 5A siłę odrzutu wykorzystano bezpośrednio. Drobniejsze nowości to wahaczowe zawieszenie kół podwozia, miękkie zbiorniki paliwa, chłodnice tunelowe w skrzydłach. Do granic możliwości doprowadzono aerodynamikę samolotu. Tym samym zespół tworzył fundament swoich przyszłych sukcesów w erze lotnictwa odrzutowego.

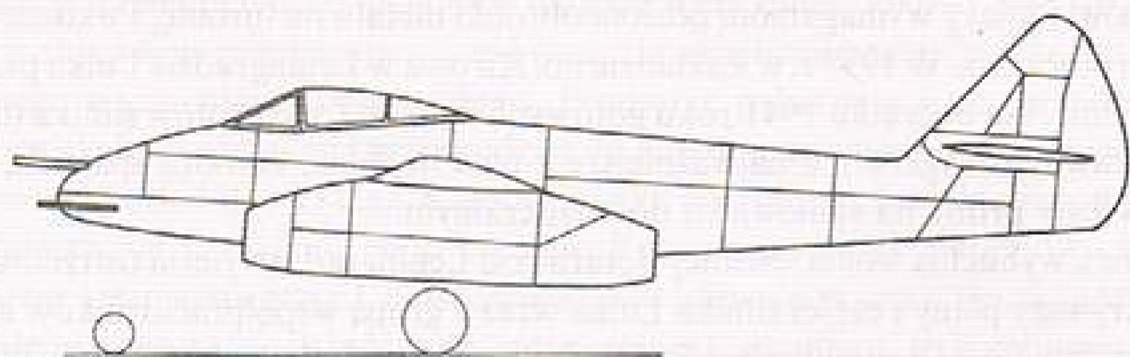
Silnik odrzutowy

3

Pod koniec II wojny światowej prędkość lotu samolotów myśliwskich przekroczyła 700 km/h, jednak dalsze jej zwiększanie napotkało kilka ograniczeń. Wraz ze zbliżaniem się do prędkości dźwięku zwiększał się opór samolotu, zmniejszała się sprawność śmigła. Policzono, że do osiągnięcia prędkości 1000 km/h potrzebny jest silnik o mocy 7500–9000 kW. Silnik tłokowy o takiej mocy musiałby ważyć 5–6 ton, czyli niemal dwa razy więcej niż samolot myśliwski tych lat. Jasne stało się, że potrzebny jest całkowicie nowy rodzaj napędu.

Potrzeba ta trafiła na przygotowany grunt. Od początku XX wieku (jeśli oczywiście pominąć zabawy starożytnych Chińczyków z rakietami prochowymi) w licznych krajach trwały prace teoretyczne i doświadczalne nad zbudowaniem silnika pracującego wg zasady odrzutu. Jako pierwsze opracowano silniki rakietowe, prostsze w budowie i użyciu, mające jednak zasadniczą wadę: spalanie olbrzymich ilości paliwa. Pracowano nad silnikami strumieniowymi, pulsacyjnymi, aż ostatecznie podjęto budowę silnika turboodrzutowego. W Wielkiej Brytanii pod koniec 1940 r. zbudowano samolot Gloster G.40 Squirt z silnikiem Whittle'a, jednak z powodu zbyt małego ciągu nie oderwał się on od ziemi. Dopiero w 1941 r. nowa wersja silnika pozwoliła osiągnąć na G.40 prędkość 480 km/h. Po intensywnych pracach powstał seryjny samolot G.41A (Meteor F.Mk I), który skierowano do działań wojennych w połowie 1944 r. Brytyjczycy dokonali znacznego postępu w dziedzinie silników turboodrzutowych i w pierwszych latach powojennych duża część samolotów odrzutowych budowanych na świecie miała silniki brytyjskie lub wzorowane na nich. Tak było np. w Stanach Zjednoczonych, gdzie do czasu sprowadzenia kilku typów silników Whittle'a nie działo się w tej dziedzinie niemal nic. Na podstawie angielskich silników produkowanych na licencji przez firmę „General Electric" powstał pod koniec 1942 r. pierwszy odrzutowiec amerykański P-59 Airacomet. Pierwszym bojowym seryjnym samolotem odrzutowym w USA był P-80A Shooting Star, produkowany od grudnia 1945 r. Od roku 1939 nad silnikami odrzutowymi pracowała we Francji firma „Rateau". Myślano o silniku odrzutowym i w Polsce, jednak rezultaty prac, podjętych w latach trzydziestych, były proporcjonalne do przeznaczonych środków, a więc bardzo skromne.

Po drugiej stronie frontu, w państwach Osi, czołowe miejsce w tej dziedzinie zajmowali Niemcy. Przeznaczyli oni olbrzymie środki na rozwój lotniczej techniki odrzutowej i rakiet bojowych. W przeciwieństwie do innych państw zachodnich dysponowali rozwiniętą bazą eksperymentalną i już od dawna prowadzili prace teoretyczne. Pierwszy niemiecki silnik



Projekt pierwszego samolotu odrzutowego MiG z silnikami pod płatem

odrzutowy HeS 1 skonstruował von Ohain w roku 1936, jednak jego koncepcja nie była praktyczna. Kolejny silnik, HeS 3B, służył jako napęd pierwszego w świecie samolotu turboodrzutowego He 178V-1, oblatanego 27 sierpnia 1939 r. Pierwszymi odrzutowcami seryjnymi były Me 262A-1 Schwalbe, które weszły do działań bojowych w połowie 1944 r. W Japonii korzystano przede wszystkim z doświadczeń niemieckich. Pewne próby podjęli też Włosi, jednak z mizernymi rezultatami.

Sytuacja w Związku Radzieckim była i podobna, i jednocześnie odmienna od panującej na Zachodzie. Podobna, bo prace teoretyczne i doświadczalne nad silnikami odrzutowymi rozpoczęto na długo przed wojną. Odmienna, gdyż w obliczu wymagań wojny uległy one silnemu ograniczeniu. Na przełomie lat dwudziestych i trzydziestych idea napędu odrzutowego zyskała wielu, głównie młodych, entuzjastów. Ich ojcem duchowym był Konstanty Ciołkowski, który jeszcze w 1903 r. opublikował fundamentalne dzieło teoretyczne „Badanie przestrzeni aparatami odrzutowymi". W roku 1930 w kolejnej pracy, „Aeroplan odrzutowy", pokazał zalety takiego samolotu w porównaniu z samolotem z silnikiem tłokowym, a także przedstawił prognozę: „za erą aeroplanów śmigłowych nastąpi era aeroplanów odrzutowych"[1].

Podstawy teorii silników odrzutowych różnych rodzajów sformułował w 1929 r. niezwykle zdolny młody naukowiec, Borys Stieczkin. Jego praca „Teoria silników odrzutowych" była pierwszym w świecie dziełem w tej dziedzinie. Wiele uwagi poświęcono silnikom rakietowym, co stało się podstawą późniejszych osiągnięć Związku Radzieckiego w dziedzinie techniki rakietowej i kosmicznej. Pod koniec lat trzydziestych Siergiej Korolow zbudował rakietoplan RP-318, oblatany 28 lutego 1940 r. przez Fiodorowa. 25 stycznia 1940 r. oblatano tłokowy myśliwiec I-15bis z podwieszonymi pod płatem dwoma silnikami strumieniowymi DM-2, stanowiącymi napęd dodatkowy. Najbardziej perspektywiczna okazała się działalność pracownika Charkowskiego Instytutu Lotniczego, Archipa Lulki. Od 1932 r. zajmował się on turbinami dla lotnictwa. Najpierw chciał zbudować silnik parowy do samolotu, jednak eksperymenty i obliczenia udowodniły niewłaściwy kierunek pracy. Kolejnym etapem było zaprojektowanie turbiny gazowej napędzającej śmigło, ale w tym czasie stało się jasne, że samo śmigło jest istotną przeszkodą w osiągnięciu dużych prędkości. Lulka doszedł wówczas do wniosku, że trzeba zrobić krok naprzód i usunąć z tej konstrukcji śmigło. W 1936 r. na desce kreślarskiej młodego konstruktora pojawiły się plany silnika turboodrzutowego. Realizacja projektu nie była prosta. Największą

[1] Ciołkowski K.: *Issledowanija mirowych prostranstw rieaktiwnymi priborami* (1903 r.). Za: *Iz istorii awiacji i kosmonawtiki*. T. 37, Moskwa 1973, s. 55.

barierę stanowiły trudności technologiczne, brak metali mogących wytrzymać temperaturę 1000°C, nie odpowiadający wymaganiom poziom obróbki metalu na turbinę. Pokonać też trzeba było sceptycyzm otoczenia. W 1937 r. w Zakładzie im. Kirowa w Leningradzie Lulka przystąpił do realizacji swojej idei. Na początku 1941 roku gotowych było 70% elementów silnika (nazwanego RD-1, od: rieaktiwnyj dwigatiel), a najważniejsze z nich (turbina, komora spalania, sprężarka osiowa) przechodziły próby na stanowisku doświadczalnym.

Jednak wybuchła wojna. Niemcy dotarli pod Leningrad, artyleria ostrzeliwała zakład im. Kirowa. Ukrywszy plany i części silnika Lulka wraz z grupą współpracowników ewakuował się za Ural, gdzie pracował nad aktualnie bardziej potrzebnymi silnikami czołgowymi. Wybuch wojny radykalnie zmienił sytuację w dziedzinie nowych napędów dla lotnictwa. Po obu stronach frontu przyjęto dwie różne drogi. Niemcy spore siły skoncentrowali na poszukiwaniu nowych, „cudownych" broni, dzięki czemu w niektórych dziedzinach techniki posunęli się daleko naprzód. Jednak efekty użycia na polu walki nowych systemów (V-1, V-2, samoloty odrzutowe Me 163 oraz Me 262, kierowane rakiety przeciwlotnicze itp.) były niewspółmiernie małe w stosunku do poniesionych nakładów.

W Związku Radzieckim słusznie stwierdzono, że w toku wojny wprowadzenie do produkcji seryjnej, a następnie do uzbrojenia jednostek całkowicie nowych rodzajów broni jest niezwykle trudne i potrwa kilka lat, absorbując sporą część przemysłu zbrojeniowego. Lepsze rezultaty powinna dać modernizacja już istniejących rodzajów uzbrojenia (Związek Radziecki znajdował się w tej dobrej sytuacji, że podstawowe typy sprzętu niemieckiego były o kilka lat starsze niż radzieckie i możliwości ich modernizacji były na wyczerpaniu). Dlatego w ZSRR większość sił przeznaczono dla frontu, jedynie niewielką ich część poświęcając uzbrojeniu perspektywicznemu. W zakresie nowych typów samolotów najprostsze było zbudowanie myśliwca rakietowego. Konstruktorzy Bieriezniak i Isajew podjęli takie zadanie i pierwszy bojowy samolot rakietowy BI powstał pod koniec 1941 r. 15 maja 1942 r. na niewielkim lotnisku pod Swierdłowskiem Grigorij Bachcziwandżi wystartował do pierwszego lotu. Samolot szybko osiągnął wysokość 1000 m, wykonał krąg nad lotniskiem i wylądował. Niedługo później powstały dalsze jego warianty, jednak do produkcji seryjnej BI nie doszło, głównie ze względu na mały zasięg samolotu oraz nie wyjaśnioną katastrofę przy próbie osiągnięcia prędkości maksymalnej. Podobnymi konstrukcjami zajmowali się także Polikarpow, Tichonrawow i in. Gdy minął najgroźniejszy okres wojny, postanowiono przeznaczyć większe środki na rozwiązanie problemu samolotu odrzutowego. 18 lutego 1944 r. Państwowy Komitet Obrony postanowił zorganizować instytut naukowy NII-1 (od: Nauczno-Issledowatielskij Institut) skupiający wszystkich konstruktorów zajmujących się dotychczas tym tematem. Jednocześnie polecono im w ciągu miesiąca przedstawić konkretne propozycje dotyczące budowy silników i samolotów odrzutowych. Na kolejnym posiedzeniu 22 maja 1944 r. przyjęto program tworzenia lotnictwa odrzutowego. Konstruktorzy Lulka i Uwarow otrzymali zadanie zbudować silniki turboodrzutowe, Głuszko, Duszkin i Isajew zajęli się silnikami rakietowymi. Konstruktorzy samolotów: Jakowlew, Ławoczkin, Suchoj i Mikojan, mieli budować samoloty myśliwskie z tymi silnikami. W ramach tego programu wykorzystano silnik rakietowy Głuszki RD-1ChZ jako przyśpieszacz na samolotach Jak-3, Ła-7, Pe-2, Su-6 i Su-7. Powstał samolot Su-5 o napędzie kombinowanym. Zespół Mikojana opracował analogiczną do Su-5 konstrukcję I-250 (samolot N), a nieco później myśliwiec przechwytujący I-270 (samolot Ż) z silnikiem rakietowym.

Zespół Mikojana podjął temat samolotu odrzutowego na początku 1944 r. Pierwszy projekt wykorzystywał doświadczenia z myśliwcem BI, jednak pomysł ten konstruktorzy szybko odrzucili. W marcu 1944 r., gdy dobiegały końca prace nad samolotami serii A, biuro Mikojana rozpoczęło projektowanie kolejnego myśliwca: I-250 (N), tym razem z kombinowanym zespo-

łem napędowym. Było to rozwiązanie kompromisowe, łączące w sobie technikę przeszłości i przyszłości. W części przedniej samolotu znajdował się silnik tłokowy WK-107A napędzający śmigło, ale jednocześnie przekazujący część mocy do uruchomienia sprężarki będącej elementem umieszczonego z tyłu silnika odrzutowego. Powietrze pobrane z wlotu znajdującego się pod kołpakiem śmigła było sprężane i przechodziło do komory spalania. Po wtryśnięciu paliwa i jego spaleniu tworzył się dodatkowy ciąg. Komora silnika odrzutowego miała dyszę wylotową o regulowanej powierzchni przekroju poprzecznego. Pomocniczy silnik odrzutowy tworzyła grupa konstruktorów kierowana przez Chołszczewnikowa i Abramowicza (Gienrich Abramowicz miał w tej dziedzinie pewne doświadczenie, gdyż projekt samolotu o kombinowanym napędzie opracowywał już w roku 1940). Budowanie silnika do I-250 zakończył zespół Klimowa, konstruktora WK-107A (całość nazwano WK-107R). Z powodu nietypowego układu napędowego I-250 nazywany jest czasem „półodrzutowcem" lub nawet żartobliwie „aluzją do samolotu odrzutowego". Oczywiście dodanie silnika odrzutowego zwiększyło masę samolotu, wzrósł opór aerodynamiczny, kanały prowadzące powietrze z wlotu do silnika powodowały opory wewnętrzne. Z tego powodu I-250 przy wyłączonym przyśpieszaczu miał gorsze osiągi niż inne samoloty myśliwskie.

Lecz nie w samym silniku leżał problem. Jeden ze współpracowników Mikojana pisał w gazetce zakładowej „Istriebitiel":

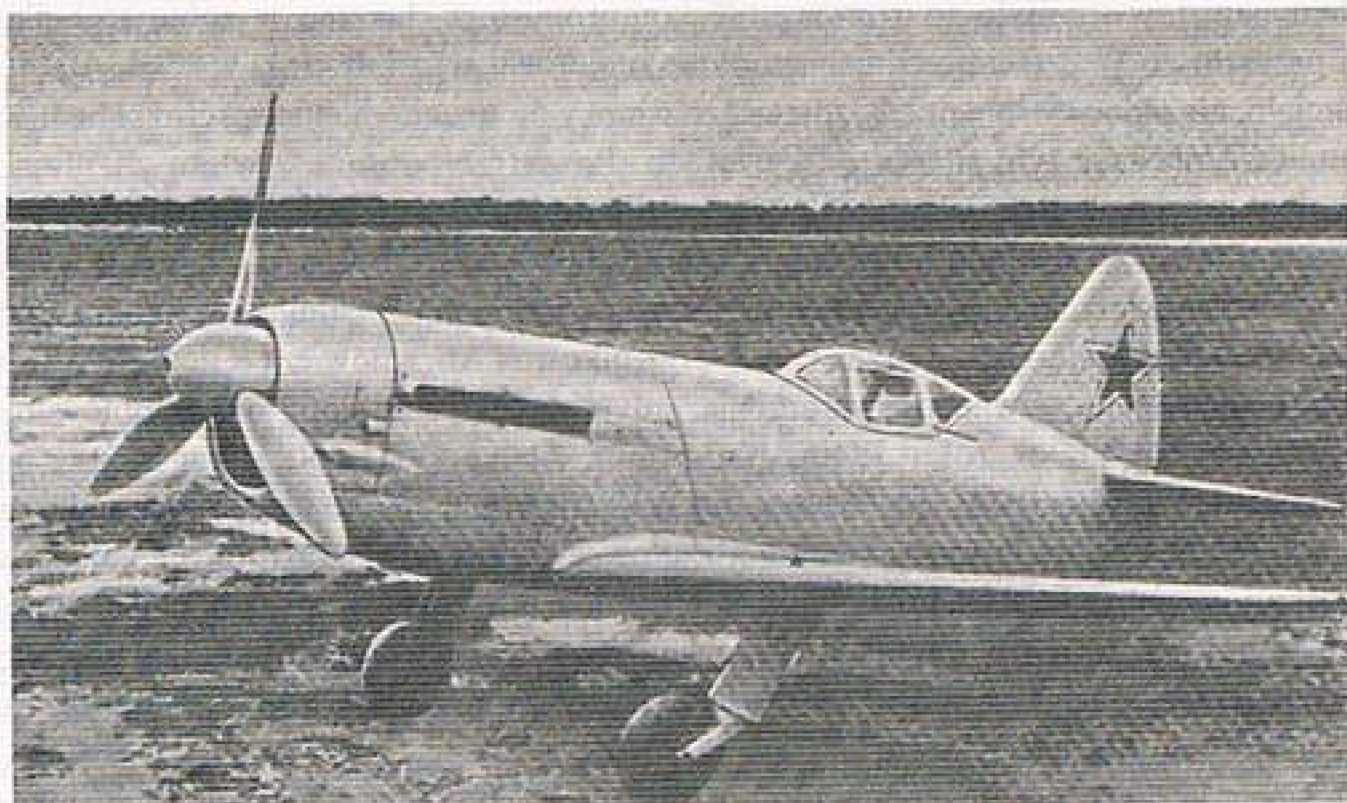
„Przystępujemy teraz do pracy nad N — obiektem nowego typu. Przechodzimy do nowych prędkości, stosujemy nowe materiały i układy, musimy przemyśleć nowe rozwiązania konstrukcyjne, nowe urządzenia, jakich nie robiliśmy dotychczas. Zadanie stojące przed nami jest trudne, ale zaszczytne. Wchodzimy na nową drogę, która pozwoli nam przejść do wielkości nowego rzędu, o osiągnięciu których nie mogliśmy dotąd nawet marzyć"[1].

W centrum uwagi konstruktorów stanęło pytanie: co dzieje się z samolotem przy dużej prędkości, np. 800 km/h? Dlaczego zginął Bachcziwandżi po kilku udanych lotach na BI-1, próbując osiągnąć prędkość maksymalną? Mikojan nie wiedział wówczas o tym, ale podobnie zagadkowe katastrofy następowały w wielu krajach, w których podejmowano próby zbliżenia się do bariery dźwięku. W I-250 zrobiono wszystko w celu osiągnięcia dużej prędkości. Przede wszystkim, aby zmniejszyć opór skrzydłom nadano niewielką rozpiętość, a także specjalny cienki profil. W celu polepszenia efektywności lotek oraz zapobiegnięcia oderwaniu się strug powietrza, grubość względna profilu zwiększała się ku końcom płata. Mała średnica śmigła zwiększała jego sprawność podczas lotu z dużymi prędkościami. Dylematem konstruktorów było też, jaki postawić przed sobą cel główny. Czy nowy samolot ma być konstrukcją eksperymentalną, latającym laboratorium do prób nieznanego dotąd silnika, czy też samolotem na potrzeby sił powietrznych, czyli od razu pełnowartościowym samolotem bojowym? Drugi cel był znacznie bardziej ambitny, ale też trudniejszy i ryzykowny. Mikojan i Guriewicz, całą wojnę zajęci tylko samolotami doświadczalnymi, bardzo chcieli dać lotnictwu wojskowemu nowoczesny seryjny samolot myśliwski. Ostatecznie, po rozważeniu wszystkich argumentów, zdecydowali się na ambitniejsze zadanie. Nowy myśliwiec powstawał w szybkim tempie. Projekt wstępny był już gotowy 28 marca 1944 r., drewniana makieta 26 października, a 30 listopada — pełny komplet rysunków technicznych do wykonania prototypu.

Do pierwszego lotu na pierwszym egzemplarzu I-250-01 (pomalowanym na biało i zwanym „Biała noc") wystartował 3 marca 1945 r. pilot doświadczalny, Aleksandr Diejew. Wszystko przebiegało zgodnie z założonym programem prób i w trzecim locie Diejew po raz pierwszy włączył odrzutowy przyśpieszacz. W kolejnych dniach poprawiono statecznik pionowy

---

[1] *Krylja Rodiny* 10/1981, s. 29.



I-250-01

zwiększając jego powierzchnię. Z niecierpliwością i jednocześnie obawą czekano na przekroczenie prędkości 800 km/h. Nastąpiło to 23 maja 1945 r.: I-250 jako pierwszy samolot w ZSRR osiągnął prędkość 825 km/h na wysokości 7800 m. W całym zespole zapanowała wielka radość, Mikojan podarował Diejewowi swój zdobyczny samochód osobowy. Wpływ dodatkowego silnika na osiągi był znaczący: bez przyśpieszacza I-250 osiągał 677 km/h. Analogiczny samolot Suchoja Su-5 z takim samym silnikiem WK-107R wystartował w miesiąc później i osiągnął prędkość 815 km/h. Niestety, rekordowy lot był przedostatnim w życiu Diejewa. W kolejnej próbie samolot leciał z dużą prędkością na wysokości 250 m, gdy odłamała się połowa statecznika poziomego. Diejew wyskoczył ze spadochronem, zdążył go jeszcze otworzyć, lecz wysokość była już zbyt mała. Było to nad lotniskiem Chodynka w miejscu, które dziś leży niemal w centrum Moskwy, nie opodal stacji metra „Aeroport". Mikojan mocno przeżył śmierć Diejewa. Wtedy to postanowił uczcić pamięć pilotów doświadczalnych poległych na jego samolotach pomnikiem na terenie zakładu.

Ofiar w niebezpiecznym zawodzie pilota doświadczalnego nie można uniknąć całkowicie, ale można starać się ograniczyć do minimum ryzyko eksperymentu. Dlatego też wypadek Diejewa skrupulatnie analizowano. Jeszcze trwały loty I-250-01, gdy zbudowano kolejny egzemplarz ze wzmocnionym i nieco powiększonym usterzeniem oraz innym mechanizmem wciągania kółka ogonowego. Oblatywał go Aleksiej Jakimow. Przed pierwszym startem w zespole konstrukcyjnym dało się odczuć napięcie. Na lotnisko przyjechał Mikojan. Jakimow, ledwie oderwawszy się od ziemi, czym prędzej lądował: samolot był niesterowny. Tajemniczy defekt znaleziono szybko; wada ponownie była w usterzeniu. Tym razem popełniono błąd w montażu statecznika pionowego (wina za to spada jednak na konstruktorów, gdyż sposób połączenia nie został w dokumentacji jednoznacznie określony). Usterkę szybko usunięto i po kilku dniach Jakimow ponownie podjął loty. I-250-02 był malowany na kolor ciemnoniebieski z dwoma żółtymi paskami z boku przedniej części kadłuba, a nazywano go „Niebieska pończocha".

Próby I-250 trwały łącznie 3 miesiące, potwierdziły osiągi założone przez konstruktorów i w drugiej połowie 1945 r. została zbudowana niewielka seria 50 szt. Na początku 1946 r.

przekazano je do prób wojskowych w lotnictwie morskim Floty Bałtyckiej i Północnej, gdzie służyły do 1950 r. Seryjne I-250, oznaczane też MiG-13, były nieco cięższe od doświadczalnych, co spowodowało wydłużenie rozbiegu i dobiegu, miały większą pojemność zbiorników paliwa, zmienioną osłonę silnika oraz inaczej umieszczoną antenę radiostacji. Istotną zmianą było wzmocnienie uzbrojenia. Przedseryjne I-250 miały jedno działko strzelające przez piastę śmigła i dwa zsynchronizowane km 12,7 mm po bokach kadłuba, natomiast samoloty MiG-13 miały już 3, a później nawet 4, działka kalibru 20 mm. Na jednym z egzemplarzy seryjnych przekonstruowano chwyt powietrza, przenosząc go na boki kadłuba.

Nie spełniły się nadzieje Mikojana na sukces I-250. Był to oczywiście samolot dobry, prędkością niemal dorównywał ówczesnym zagranicznym odrzutowcom, a zasięgiem je przewyższał. Ale czas upływał bardzo szybko; zanim I-250 został przygotowany do produkcji seryjnej, stał się już przestarzały: od początku 1945 r. trwały intensywne prace nad pierwszymi radzieckimi samolotami z silnikami turboodrzutowymi.

Jeszcze w 1944 r. niewielka grupa współpracowników Mikojana, kierowana przez Łozino-Łozinskiego, zajęła się silnikiem pulsacyjnym (paliwo jest w nim spalane porcjami, a w związku z tym siła ciągu nie jest stała, lecz pulsuje). Mimo wiązanych z nim wielu nadziei, silnik pulsacyjny okazał się nieprzydatny do samolotu bojowego.

Konstruktorzy wiele czasu poświęcali analizowaniu najbardziej korzystnych układów samolotów odrzutowych, a efektem tego był zupełnie nietypowy dla OKB Mikojana i Guriewicza samolot eksperymentalny „Utka" („kaczka"). Tradycyjne umieszczenie silnika w przedniej części kadłuba nie było odpowiednie dla samolotów odrzutowych: gazy wylotowe musiałyby opływać płatowiec. Najkorzystniejsze byłoby usytuowanie silnika w tyle, ale to z kolei naruszało wyważenie samolotu. Mikojan znalazł wyjście najprostsze: wszystko pozostawić na swoim miejscu,



„Utka" w jednym z przejściowych układów: stałe sloty na skrzydłach, usterzenie pionowe w środku skrzydeł, ale jeszcze nie nachylone do wewnątrz

ale zmienić kierunek lotu. Tak powstał projekt samolotu z usterzeniem z przodu, czyli tzw. kaczka. Jego budowę prowadzono poza planem, bez żadnego zamówienia i pieniędzy z zewnątrz. Była ona inicjatywą powstałą w OKB i realizowano ją wykorzystując własne rezerwy. W trakcie projektowania okazało się, że choć schemat „kaczki" jest najstarszy w lotnictwie („kaczką" był przecież samolot braci Wright), to jest praktycznie nieznany. Konstruktorzy przejrzeli całą dostępną literaturę krajową i zagraniczną, ale nie znaleźli poważnych opracowań przedstawiających ten układ w świetle współczesnych osiągnięć nauki i techniki lotniczej. Wybrawszy najlepszy wariant zbudowali model poddany badaniom w tunelu aerodynamicznym. Następnie w zakładzie produkcyjnym przy OKB powstał nowy samolot. Wykonano go w formie lekkiej konstrukcji eksperymentalnej z silnikiem tłokowym napędzającym śmigło pchające. Oprócz ogólnego układu w „Utce" było też kilka innych nowości: skośne skrzydło (po raz pierwszy w ZSRR) i trójkołowe podwozie z kołem przednim (po raz pierwszy u Mikojana). Celem budowy samolotu „Utka" było sprawdzenie stateczności i sterowności samolotów tej klasy i przebadanie skrzydła skośnego, szczególnie przy małych prędkościach podczas startu i lądowania. Śmigło pchające daje możliwość uniknięcia w badaniach wpływu na skrzydło strugi powietrza odchodzącej od śmigła, co ma duże znaczenie w przypadku samolotów z silnikiem odrzutowym. „Utka", nazywana także MiG-8, wyglądała bardzo nietypowo. Mikojan żartował kiedyś na spotkaniu z dziennikarzami, że pewnego razu wartownik na lotnisku nie pozwalał pilotowi wystartować, gdyż „instrukcja nie przewiduje startu tyłem do przodu".

Pierwsze loty na MiG-8 wykonał pod koniec 1945 r. jeden z najstarszych radzieckich pilotów doświadczalnych Aleksandr Żukow, zaraz po nim za sterami usiedli Aleksiej Grinczik, Iwan Iwaszczenko i inni. Konstruktorzy przykładali wiele uwagi do prób „Utki". A samolocik zaczął kaprysić już od początku. Powstały drgania płatowca, których źródła nie można było znaleźć. Dopiero później okazało się, że winne było przednie koło. Po drobnej jego przeróbce drgania ustały. Normalnie stosowaną metodą podczas badań w tunelu aerodynamicznym było w tych czasach przyczepianie do powierzchni samolotu krótkich wstążek pokazujących charakter opływu strug powietrza. Na „Utce" tasiemki wykorzystano również podczas normalnych lotów. Wygląd samolotu był wtedy niecodzienny, przypominał on jakiegoś fantastycznego, żywego ptaka.

„Utkę" zbudowano tylko w jednym egzemplarzu, ale za to był on wielokrotnie przerabiany. W swej pierwotnej postaci latał z usterzeniem pionowym w kształcie dwóch trójkątnych płyt na końcach skrzydeł oraz ze stałymi, nieruchomymi slotami na krawędzi natarcia. Już po pierwszym locie uznano za potrzebne przeniesienie usterzenia pionowego z końców skrzydeł na połowę ich długości oraz usunięcie nieruchomych slotów. Następnie okazało się, że samolot ma niewystarczającą stateczność podłużną, a nieco nadmierną stateczność poprzeczną. W celu skorygowania tych parametrów, skrzydłom nadano wznios ujemny, a usterzenie pionowe nachylono o 10° do wewnątrz. W trakcie kolejnych zmian powiększono ujemny wznios skrzydeł do -2° oraz lekko przygięto w dół ich końcówki. Niektóre loty próbne prowadzone były także ze zdjętym oprofilowaniem kół podwozia głównego (podwozie MiG-8 było stałe). Pewną trudność sprawiało chłodzenie silnika obliczonego na oziębienie nabiegającym z przodu powietrzem, którego w „Utce" nie było. Konstruktorzy musieli wykonać oddzielne chwyty powietrza do chłodzenia poszczególnych cylindrów, umieszczone na obudowie silnika.

W protokole po zakończeniu prób zakładowych „Utki" pod koniec lata 1946 r. stwierdzono, że ma ona dobre własności w locie z małą prędkością. W szczególności wprowadzenie samolotu w korkociąg było niezwykle trudne, a wychodził z niego sam, wystarczyło, by pilot puścił stery. Zgubiła „Utkę" wada, której nie można było usunąć: brak stateczności podłużnej. Aby temu zapobiec należało powiększyć usterzenie pionowe do olbrzymich, wprost nierealnych rozmiarów. Inną wadą układu „kaczka" okazał się niewielki dopuszczalny zakres zmian środka



I-270

ciężkości. Oczywiście stwierdzenie, że czegoś nie da się zrobić, jest również cennym doświadczeniem. Układ „kaczka" został zarzucony, a konstruktorzy poszli inną drogą. Niektóre rezultaty badań „Utki" przydały się podczas projektowania skośnego skrzydła późniejszego samolotu myśliwskiego MiG-15. MiG-8 był jeszcze przez kilka lat użytkowany w zespole Mikojana jako samolot dyspozycyjny i wykazał się przy tym prostotą użytkowania, niezawodnością i dobrymi własnościami lotnymi.

Kolejną konstrukcję Mikojana i Guriewicza umożliwił dwukomorowy silnik rakietowy na paliwo ciekłe RD-2M-3W, opracowany przez Duszkina i Isajewa. Nowy samolot budowano jako eksperymentalny myśliwiec przechwytujący, mając pełną świadomość, że droga ta nie doprowadzi do powstania seryjnego samolotu bojowego. Konstruktorzy rozumieli też niebezpieczeństwo związane z taką „latającą bombą", jednak w roku 1946 nie było innego sposobu osiągnięcia bardzo dużych prędkości i wysokości lotu. Silnik RD-2M-3W spalał naftę, a utleniaczem był kwas azotowy. Łącznie kadłub nowego I-270 (inaczej samolot Ż) mieścił 2120 kg paliwa (co stanowiło ponad połowę masy startowej), a mimo to czas pracy silnika wynosił jedynie kilka minut. Przy pełnym ciągu silnika I-270 mógł osiągać prędkość do 1000 km/h oraz pułap 18 000 m. Pierwszy projekt I-270 miał skrzydła skośne, jednak na dwóch zbudowanych egzemplarzach zastosowano cienkie skrzydła trapezowe. Usterzenie wysokości było skośne, umieszczone na stateczniku pionowym. Nowość stanowiło również trójkołowe wciągane podwozie z kołem przednim. I-270 został oblatany przez Wiktora Juganowa latem 1947 r. Niestety, w trakcie prób oba egzemplarze uległy uszkodzeniu z przyczyn niezależnych od konstrukcji samolotu. Później wykonano także wariant ze skrzydłami skośnymi, jednak nie wyposażono go w silnik; przechodził próby jako szybowiec wleczony za samolotem.

W czasie gdy trwały próby samolotów I-250, „Utka" oraz I-270, zespół Mikojana przystąpił w lutym 1945 r. do opracowania samolotu turboodrzutowego. Największą trudnością

był brak silnika odrzutowego. Prace konstruktorów radzieckich, mimo ich przyśpieszenia od lutego 1944 r., były jeszcze dalekie od realizacji. W tej sytuacji jedynym wyjściem stało się wykorzystanie konstrukcji zdobycznych. Późną jesienią 1944 r. na jednym z lotnisk zdobytych przez armię radziecką znaleziono uszkodzony Me 262. Niemiecki pilot lądował bez podwozia i kadłubem przeorał pole. Oba podskrzydłowe silniki były zapchane ziemią. Służba zdobyczy wojennych dostarczyła samolot do NII WWS (Naucżno-Issledowatielskij Institut Wojenno-Wozdusznych Sił), gdzie po żmudnym remoncie powierzono go Andriejowi Koczetkowowi (lotnictwo odrzutowe nie było mu całkowicie obce: Koczetkow w czasie pobytu w USA w 1944 r. w celu wyjaśnienia przyczyn awarii amerykańskich myśliwców Bell P-39 Airacobra obserwował też próbne loty Bell XP-59 Airacomet). Wczesnym rankiem 15 sierpnia 1945 r. Koczetkow jako pierwszy w ZSRR wykonał lot na samolocie turboodrzutowym.

Na jednym z posiedzeń u Stalina w grudniu 1945 r. padła propozycja, by skopiować Me 262 i rozpocząć jego produkcję seryjną. Ocena tego wniosku była negatywna, gdyż stwierdzono, że jest to samolot zły: jeśli wejdzie do uzbrojenia, zrobi złą reklamę wszystkim odrzutowcom, co może spowodować kłopoty z przeszkoleniem pilotów w przyszłości. Ponadto skoncentrowanie się na tym zadaniu odebrałoby siły i środki własnym, radzieckim konstrukcjom, a kończono właśnie budowę pierwszych odrzutowców Jakowlewa i Mikojana. Taka też była ostateczna decyzja. Myśl wykorzystania niemieckich samolotów odrzucono, podjęto natomiast 2 kwietnia 1946 r. decyzję, by produkować seryjnie silniki Jumo 004 i BMW 003, mimo ich wielu wad (krótkie resursy, awaryjność, nieperspektywiczna konstrukcja). Sformułowano wówczas zasadnicze etapy przejścia do własnych silników odrzutowych: najpierw wykorzystać zdobyczne silniki niemieckie, następnie zakupione w Anglii RR Nene i Derwent, by ostatecznie na przełomie lat czterdziestych i pięćdziesiątych przejść do własnych konstrukcji opracowanych w zespołach Mikulina, Lulki, Klimowa i innych.

Służba zdobyczy wojennych dostarczyła do Moskwy egzemplarze silników. Wiele z nich było uszkodzonych, ale skompletowano sprawne i przekazano je zespołom konstruującym pierwsze radzieckie odrzutowce. Mikojan i Suchoj otrzymali zadanie zbudowania samolotów z dwoma silnikami BMW 003 o ciągu po 7,8 kN, a Jakowlew i Ławoczkin z jednym silnikiem Jumo 004 o ciągu 8,8 kN. Ponieważ zgłoszone przez wojsko wymagania taktyczno-techniczne były bardzo wysokie (prędkość 900 km/h, uzbrojenie samolotów dwusilnikowych — 3 działka, jednosilnikowych — 2), szczególnie wiele uwagi konstruktorzy musieli poświęcić rozwiązaniom aerodynamicznym. Początkowo w zespole Mikojana chciano przyjąć klasyczną koncepcję dwusilnikowych samolotów tłokowych, z silnikami pod skrzydłami. W podobny sposób zbudowane były pierwsze odrzutowce na Zachodzie: angielski Meteor i niemiecki Me 262. Jednak Me 262 z silnikami BMW 003 osiągał jedynie 845 km/h, a Meteor 935 km/h, lecz miał silniki o dwukrotnie większym ciągu. Mikojan świadom był wad takiej koncepcji. Inna koncepcja — ze stosowanych dotychczas w światowej praktyce (np. w amerykańskim P-59) — była również nie najlepsza: przysunięcie dwóch silników do boków kadłuba zmniejszało prędkość z powodu interferencji wywołanej oddziaływaniem kadłuba z gondolami silników.

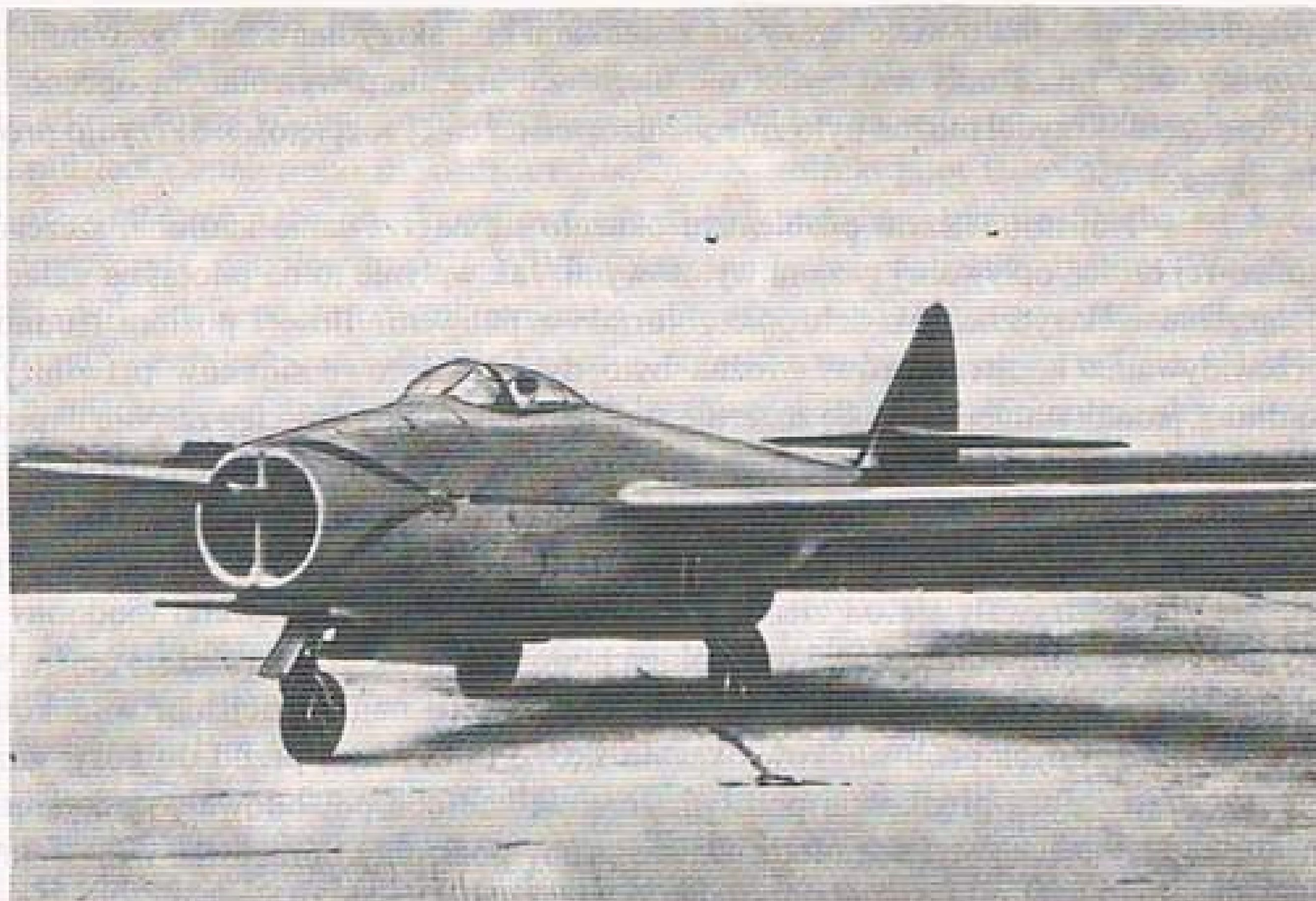
W krótkim czasie w OKB Mikojana i Guriewicza przygotowany został projekt samolotu odrzutowego z dwoma silnikami pod skrzydłami. Latem 1945 r. rozpoczęto wykonywanie do niego części, jednak Mikojan ciągle szukał nowego, lepszego rozwiązania. Wreszcie w sierpniu 1945 r. podjął stanowczą decyzję: zaczynamy od nowa. Samolot będzie miał dwa silniki, ale nie pod skrzydłami, lecz obok siebie wewnątrz kadłuba. W takim układzie nie latał dotąd żaden samolot na świecie. Rozpoczął się żmudny proces projektowania wariantu, który nazwano I-300 (samolot F). W odróżnieniu od smukłych tłokowych MiG-ów nowy projekt wydawał się ciężki i niezgrabny, lecz rezultaty dmuchań modeli w tunelu aerodynamicznym jednoznacznie wskazy-

wały, że jest to układ o wiele lepszy niż z silnikami pod skrzydłami. Nie tylko mniejszy był opór czołowy, lecz także opływ skrzydeł nie ulegał zaburzeniom wywołanym obecnością silników, a tylną część skrzydeł można było zmechanizować na całej rozpiętości. Skrzydło projektu F było przejęte z I-250.

Najistotniejszym problemem okazało się nagrzewanie kadłuba, szczególnie w jego końcowej części, opływanej gazami wylotowymi. Jak wpłynie to na pilota, na układ sterowania, połączenia elektryczne, jak ochronić zbiorniki z paliwem? Ilość i poziom trudności przeszły przewidywania konstruktorów. Można było dysze wylotowe silników przedłużyć do końca kadłuba, jednak zmniejszyłby się znacznie i tak niewielki efektywny ciąg zespołu napędowego. Aby zabezpieczyć kadłub przed wysoką temperaturą (ok. 800°C), pokryto jego tylną dolną część osłoną ze stali. Gotowy I-300 umieszczono na stanowisku służącym przedtem do przestrzeliwania uzbrojenia i włączono silniki. Gdy osiągnęły one pełny ciąg, struga wylotowa zerwała asfalt, wielkie płaty odrywały się od ziemi, a następnie rozpadały na kawałki (podobny problem — konieczność zmiany materiałów i technologii budowy lotnisk — pojawiał się potem wraz z każdą nową generacją samolotów odrzutowych). Lecz nie to najbardziej martwiło konstruktorów. Podczas naziemnych prób silników okazało się, że I-300 unosi przód do góry: gazy wylotowe przechodząc z dużą prędkością pod tylną częścią kadłuba powodowały powstanie strefy podciśnienia zasysającego tył samolotu. Dalsze próby pozwoliły opracować taki kształt stalowego ekranu, który niwelował wpływ tego zjawiska, lecz sukces był tylko częściowy. Osłona nagrzewała się przecież inaczej niż pokrycie, do którego była przymocowana, a to rodziło naprężenia i deformacje. Rozwiązywano ten problem dwutorowo: grupa konstruktorów pod kierunkiem Łuszyna zajęła się ruchomym ekranem nie podlegającym odkształceniu, inni, kierowani przez Łozino-Łozinskiego, zbudowali system chłodzenia powietrznego, bez którego ekran nie wytrzymałby nawet jednego lotu. Podczas prób I-300 w locie okazało się, że i to nie był koniec kłopotów. Opracowany układ chłodzenia, polegający na zasysaniu zimnego powietrza do obszaru za silnikiem, spowodował nierównomierność strugi wylotowej, a co za tym idzie — drgania samolotu. Powrócił także problem strefy podciśnienia: teraz układała się ona inaczej i opracowany wcześniej kształt aerodynamiczny ekranu zawodził. Kilkanaście razy konstruktorzy zmieniali coraz bardziej skomplikowaną formę stalowej osłony, zanim rezultat ich zadowolił.

Silnik odrzutowy wywołał także inne zmiany w konstrukcji samolotu. Z przodu znajdował się chwyt powietrza, a jednocześnie trzeba było rozmieścić uzbrojenie. Specjalnych zabiegów wymagało zabezpieczenie przeciwpożarowe, istotne wobec ścieśnienia obok siebie zbiorników paliwa i gorących części silników. Zaletą układu samolotu F była możliwość wysunięcia do przodu kabiny pilota. W celu prowadzenia obserwacji w dół nie trzeba już było pochylać samolotu na skrzydło, jak w konstrukcjach tłokowych. W czasie lotów na I-300 piloci nazywali jego kabinę balkonem.

Konstruktorzy pokonali kolejno liczne trudności, odważnie wprowadzając przy tym rozwiązania nowatorskie. W marcu 1946 r. prototyp samolotu F, oznaczony F-1, był gotów do pierwszego startu. Przeprowadzenie prób w locie zaproponowano Aleksiejowi Grinczikowi. Był on nie tylko pilotem, lecz również inżynierem, z powodzeniem mógł pracować jako konstruktor. Tytuł pilota doświadczalnego pierwszej klasy otrzymał jako jedenasty w ZSRR. Pierwszy lot każdego samolotu przygotowywany jest starannie, a cóż dopiero samolotu rozpoczynającego nową erę w lotnictwie. Za próby I-300, oprócz pilota, odpowiadała brygada obsługi naziemnej: inżynier prowadzący Kariew, inż. Pimienow, mechanik Fufurin i in. Rankiem 24 kwietnia 1946 r. na podmoskiewskim lotnisku spotkali się dwaj konstruktorzy samolotów myśliwskich: Mikojan i Jakowlew. Najpierw Grinczik wystartował na I-300, wzbił się na wysokość 1500–2000 m, sprawdził sterowność samolotu oraz działanie podstawowych zespołów i po 20 minutach



F-1, pierwszy prototyp I-300

wylądował. Tak odbył się pierwszy lot radzieckiego samolotu turboodrzutowego. W trzy godziny później Michaił Iwanow oblatał samolot Jakowlewa Jak-15.

W dwa miesiące później, 24 czerwca 1946 r., Grinczik osiągnął na F-1 rekordową w tym czasie w Związku Radzieckim prędkość 911 km/h na wysokości 4500 m ($M = 0{,}78$). Nie wyczerpało to możliwości samolotu, jednak loty z dużą prędkością opóźniały się z powodu licznych drobnych poprawek i ulepszeń. Szczególnie wiele czasu zajęło usunięcie wibracji konstrukcji (Grinczik bardzo chwalił nowy samolot, skarżył się tylko żartobliwie, że po półgodzinnym locie na F-1 do wieczora drgają mu gałki oczne). Poprawki polegały na modelowaniu stalowego ekranu pod tylną częścią kadłuba i na zmianach systemu chłodzenia.

11 lipca 1946 r. odbywał się pokaz techniki odrzutowej dla przedstawicieli wojska i przemysłu lotniczego. Najpierw Gieorgij Szyjanow zaprezentował zdobyczny He 162, następnie Michaił Iwanow — Jak-15, a na końcu wystartował Grinczik na I-300. Przelatywał 200 m nad zgromadzonymi, gdy nagle od skrzydła odpadła lotka, samolot wywrócił się na plecy i uderzył w ziemię na skraju lotniska. Śmierć Grinczika w dwudziestym locie na samolocie odrzutowym była dużym zaskoczeniem, szczególnie, że stało się to przy niedużej prędkości. Powołana komisja nie potrafiła jednoznacznie stwierdzić przyczyny katastrofy.

Na początku sierpnia gotowe były kolejne dwa egzemplarze I-300, oznaczone F-2 oraz F-3. Z zewnątrz różniły się one od F-1 przedłużeniem statecznika pionowego w celu poprawy stateczności. Oblatywacze Mark Gałłaj i Gieorgij Szyjanow zapoznawali się ze wszystkim co dotyczy I-300: instrukcjami, opisami konstrukcji, raportem komisji powypadkowej i notatkami sporządzonymi przez Grinczika. 9 sierpnia do pierwszego lotu na F-3 wystartował Gałłaj. Ledwie samolot oderwał się od ziemi, ujawnił się defekt: gdy pilot chciał zmniejszyć trymerem obciążenie na drążku sterowym, zwiększyło się ono jeszcze bardziej. Po dwóch próbach zorientował się, że po prostu trymer działa na odwrót. Pamiętając o tym mógł kontynuować lot. I-300 okazał się

bardzo przyjemny w pilotowaniu, które mało zmieniło się w porównaniu z samolotami tłokowymi, a w niektórych fazach lotu było nawet prostsze. Jednak niespodzianki w tym locie się nie skończyły: podczas lądowania złamała się przednia goleń podwozia (jak się okazało przyczyną było niestaranne spawanie). Na ziemi wyjaśniła się też przyczyna przewrotnego działania trymera: z powodu niezupełnie zrozumiałego oznaczenia połączeń, mechanikowi kontrolującemu samolot przed startem wydawało się, że znalazł błąd i przelutował odwrotnie połączenie elektryczne.

Dwa dni później na F-2 poleciał Szyjanow, tymczasem naprawiono samolot Gałłaja. W każdym kolejnym locie osiągano większy pułap i prędkość, zdobywano nowe doświadczenia. Najważniejsze było oczywiście osiągnięcie prędkości maksymalnej. Wchodzono w obszar niezbadany i pełen zagadek. Na przykład dlaczego F-3 doszedł do prędkości $M = 0{,}8$ bez większych zaburzeń, F-2 zaś już przy znacznie mniejszej prędkości tracił sterowność? Trzeba było wielu doświadczeń i analiz, by stwierdzić, że powodem są niemal niezauważalne i nie mające znaczenia przy prędkościach poniżej 900 km/h różnice w wykonaniu powierzchni skrzydeł. W toku prób fabrycznych I-300 Gałłaj badał prędkości maksymalne, przeciążenia, zachowanie się samolotu podczas manewru oraz uzbrojenie. Z kolei Szyjanow wykonywał loty o maksymalnym zasięgu na różnych wysokościach oraz z wyłączonym jednym silnikiem. Osiągnięta wówczas przez Gałłaja na F-3 prędkość 923 km/h ($M = 0{,}8$) była kolejnym rekordem w ZSRR.

Tymczasem trwały przygotowania do publicznego pokazu pierwszych radzieckich odrzutowców. 18 sierpnia 1946 r., w Dniu Lotnictwa ZSRR, najbardziej niecierpliwili się stojący na trybunie Jakowlew i Mikojan. Wreszcie nad trybunami, z nieznanym dotychczas widzom hukiem przeleciał Jak-15, a chwilę po nim I-300. Wszyscy składali gratulacje konstruktorom. Następnego dnia rozmowa na Kremlu i decyzja: należy przygotować po 10–15 egzemplarzy każdego typu, by przedstawić grupowy przelot odrzutowców podczas defilady 7 listopada. Zadanie było trudne, gdyż zostało jedynie 2,5 miesiąca, a nie było nawet dokumentacji do produkcji seryjnej. Do przekazanego Mikojanowi zakładu udała się duża grupa konstruktorów pod kierunkiem Anatolija Brunowa. Na podstawie rysunków prototypowych, pracując dniami i nocami, przygotowano tzw. serię zerową 10 sztuk I-300. Dano im nazwę wojskową MiG-9. Pierwszą dziesiątkę oblatywali na przemian Gałłaj (nieparzyste) i Szyjanow (parzyste).

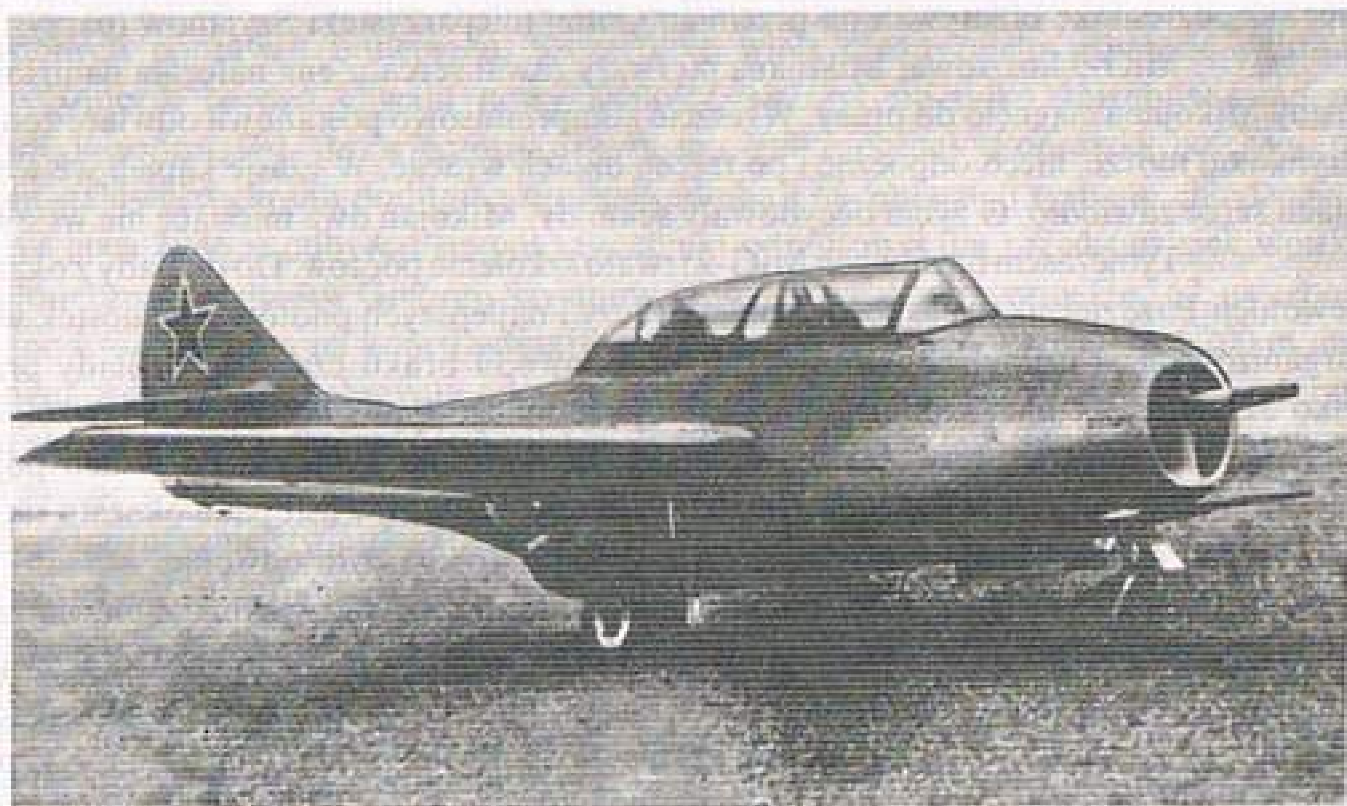
MiG-9 kosztował Mikojana pierwszy zawał serca. Żona nalegała na urlop, z drugiej strony Mikojana ciągnęło do pracy. Wreszcie kompromisowo postanowił odwieźć żonę i córki na Krym, nad morze, nieco odpocząć i po trzech dniach wracać. W czasie kąpieli we wzburzonych falach serce zawiodło. O życiu decydowały sekundy. Mikojan dwa miesiące nie wstawał z łóżka.

Tymczasem na nowych MiG-9 trwało szkolenie pilotów. Do defilady z okazji rocznicy Rewolucji Październikowej spośród oblatywaczy i najlepszych pilotów z jednostek wojskowych zorganizowano 4 grupy (52 pilotów, jednak z powodu braku czasu do defilady przeszkolono tylko 32). Każda z nich szkoliła się na samolocie innego typu: Jak-15, I-250, I-300 oraz „150" (pierwszy odrzutowiec Ławoczkina, oblatany we wrześniu 1946 r.). Po lotach pojedynczych trenowano loty parą i w większych grupach. Niestety, rankiem 7 listopada okazało się, że pogoda nie pozwala na start i całą powietrzną część defilady trzeba było odwołać.

Rok 1946 był rokiem dużych zmian w lotnictwie radzieckim. Z chwilą zakończenia wojny zaprzestano produkcji wielu typów samolotów wojskowych. Przemysł lotniczy przestawiał się na potrzeby cywilne. Niektóre zespoły konstruktorskie rozwiązano. Część sił można było przeznaczyć na rozwój bazy technicznej i zaplecza naukowego. W lutym 1946 r. KC partii i rząd podjęły postanowienie przewidujące rozszerzenie istniejących instytutów naukowych i zespołów konstruktorskich. Reaktywowano Komitet Techniki Lotniczej mający określić perspektywy rozwoju lotnictwa. Rozpoczęto budowę nowych zakładów produkcji doświadczalnej dla Mikojana, Jakowlewa i Iljuszyna, stworzono im wszelkie warunki do twórczej pracy.

Badania prototypów MiG-9 trwały nadal, a najwięcej było przy tym trudności z usterzeniem i tylną częścią kadłuba. Gałłaj otrzymał zadanie uzyskania prędkości maksymalnej na wysokości do 1000 m. W czasie lotu odczuł mocny wstrząs, olbrzymia siła wyrwała mu z rąk drążek, a samolot wzbił się pionowo w górę. Usterzenie poziome było z jednej strony skręcone w sposób niezwykły, z drugiej nie było go wcale. Stery oczywiście nie działały. Jedyną możliwością było sterowanie ciągiem silników, mimo to Gałłajowi udało się uratować cenny doświadczalny egzemplarz. Znaleziono słabe miejsce konstrukcji i we wszystkich MiG-9 wykonano niezbędne wzmocnienia. Ostateczna konkluzja prób fabrycznych była pozytywna. Stwierdzono, że MiG-9 jest niezawodny, łatwo sterowny, dostępny dla pilota o średnich kwalifikacjach. W grudniu 1946 r. przekazano samolot do prób państwowych w NII WWS i rozpoczęto przygotowania do kolejnej defilady lotniczej 1 maja 1947 r., kiedy to miano zademonstrować po 50 samolotów Jak-15 i MiG-9. Loty treningowe w rejonie Moskwy trwały od początku kwietnia 1947 r. Sytuację utrudniał fakt, że Jak-15 miał bardzo krótki czas lotu (do 30 minut), natomiast MiG-9 wymagał długiego pasa startowego. 1 maja 1947 r. z dwóch lotnisk wystartowały grupy po 50 Jak-15 i MiG-9, w oznaczonym czasie przeleciały nad Placem Czerwonym i wylądowały pomyślnie na wyznaczonych lotniskach. Podczas podsumowania pokazów wysoko oceniono własności pilotażowe pierwszych odrzutowców, jednocześnie też wniesiono pewne uwagi do konstrukcji i jakości produkcji samolotów. W Dniu Lotnictwa ZSRR, obchodzonym w 1947 r. 3 sierpnia, pokazano pozorowaną walkę powietrzną między MiG-9 i grupą samolotów bombowych Tu-2.

Wraz z rozpoczęciem użytkowania samolotów odrzutowych, w celu przeszkolenia na nich pilotów zbudowano ich wersje szkolno-treningowe. Jakowlew skonstruował Jak-21 różniący się od Jak-15 jedynie dwumiejscową kabiną, a w OKB Mikojana w podobny sposób przygotowano MiG-9UTI (od: uczebno-trienirowocznyj istriebitiel, nazywany też UTIMiG-9, I-301, I-301T lub też samolot FT). Pierwszy egzemplarz, FT-1, oblatano jeszcze w 1946 r. W celu zwiększenia zasięgu i długotrwałości lotu, zarówno na jednomiejscowym, jak i dwumiejscowym MiG-9 można było podwieszać na końcach płata dwa zbiorniki paliwa o pojemności 260 dm^3 każdy.



FT



FP

Mikojan podjął też próbę zastosowania na MiG-9 pierwszego radzieckiego silnika turboodrzutowego TR-1 (od: turborieaktiwnyj) o ciągu 13,2 kN, konstrukcji Archipa Lulki. Jesienią 1946 r. zbudowano jednosilnikowy wariant FL (L od: Lulka, inaczej I-305), jednak nie doszło do oblatania go, gdyż silnik okazał się jeszcze niedopracowany. W kilka miesięcy później powstał kolejny projekt, jednosilnikowy FN (N od: Nene, inaczej I-320) z silnikiem angielskim RR Nene. Powodem zarzucenia prac nad FN było podjęcie w marcu 1947 r. kolejnego zadania: projektowania myśliwca I-310, znacznie bardziej obiecującego i znanego później jako MiG-15. Wśród dalszych wersji doświadczalnych MiG-9 interesujący jest samolot FP (P od: puszecznyj), zbudowany w jednym egzemplarzu. Od samolotu F różnił się wyposażeniem w wielokalibrowe działko N-57 zamiast NS-37. W celu łatwiejszego rozmieszczenia uzbrojenia, działko przeniesiono z środka na lewy bok kadłuba. Uzbrojenie o takim kalibrze niezwykle rzadko spotyka się na samolocie. FP nie znalazł zastosowania, gdyż działko N-57 miało zbyt duży odrzut.

W pierwszej połowie 1947 r. dostarczono do dyspozycji konstruktorów nowe silniki, RD-21, o ciągu 9,8 kN, ulepszone w porównaniu z RD-20 i RD-20F, montowanych na MiG-9 (F oraz FT). Zespół Mikojana zastosował je w nowej wersji MiG-9, oznaczonej FR. Oprócz silników zmieniono rozmieszczenie uzbrojenia, wkomponowując działko kalibru 37 mm w prawy, a dwa NS-23 w lewy bok kadłuba. Zmienił się przy tym kształt przodu samolotu i osłony kabiny pilota. 27 czerwca 1947 r. Jurij Antipow osiągnął na FR rekordową w ZSRR prędkość 965 km/h. Później planowano budowę kolejnego wariantu, FF (drugie F od: forsirowannyj, inaczej I-307) z dwoma unowocześnionymi silnikami RD-21F, jednak pozostał on tylko w projekcie. Zbudowano co prawda płatowiec FF, jednakże przeszedł on tylko próby zakładowe z zastępczymi silnikami BMW 003.

Latem 1947 r. rozpatrywano kwestię uruchomienia produkcji seryjnej samolotu FR (kilkadziesiąt zbudowanych dotychczas F oraz FT było samolotami powstałymi na podstawie dokumentacji prototypowej). W czerwcu 1947 r. oblatany został także ostatni w ZSRR myśliwiec tłokowy Ła-11 konstrukcji Ławoczkina. W trakcie jednego ze spotkań Stalin spytał Ławoczkina, który samolot należy produkować. Czy Ła-11, będący zwieńczeniem długiej linii rozwojowej myśliwców Ła, dopracowany w każdym szczególe, nie wymagający przeszkolenia pilota i mecha-



MiG-9 (FR)

nika, czy też wiele obiecujący, ale w sumie nieznany MiG-9? Odpowiedź Ławoczkina była jednoznaczna: gdyby trwała wojna — oczywiście Ła, lecz teraz — gdy nie nagli bezpośrednia potrzeba — przyszłościowy MiG. Ostatecznie zdecydowano produkować oba typy. W późniejszych seriach samolot FR (nazywany też „MiG-9 modificyrowannyj") otrzymał kabinę hermetyczną typu wentylacyjnego oraz fotel wyrzucany. Na niektórych egzemplarzach uzbrojenie zmieniono na 4 działka NS-23, po dwa z każdej strony kadłuba.

W końcowym etapie prób samolotu MiG-9 (F) miało miejsce pewne wydarzenie odkrywające nowe problemy. Jeden z najbardziej doświadczonych radzieckich pilotów doświadczalnych, Koczetkow, otrzymał zadanie przestrzelania działek podczas lotu na dużej wysokości. Jednak już po pierwszych wystrzałach zamilkły oba silniki. Koczetkow doprowadził samolot do lotniska i pomyślnie wylądował wraz z nową zagadką. Konstruktorzy nie potrafili znaleźć żadnej usterki. Przestrzelano działka na ziemi przy pracujących silnikach — wszystko w porządku. Kolejny lot, tym razem blisko lotniska, by łatwiej było wylądować — ale w powietrzu też w porządku. Mimo to sprawy zamknąć nie można, bo przecież przypadki zatrzymywania się silników po otwarciu ognia są rzeczywistością. Do czasu wyjaśnienia przyczyn zakazano strzelania na samolotach MiG-9 (F). Początkowo przypuszczano, że na dużej wysokości, gdzie mało tlenu, gazy prochowe z dużego działka umieszczonego w środku wlotu powietrza „zadusiły" silniki. Aby tego uniknąć, konstruktorzy przewidzieli urządzenie nazywane żartobliwie motylkiem: montowane na centralnym działku rynny odprowadzające gazy prochowe poza zasięg wlotu powietrza. Rozwiązanie to nie rozpowszechniło się, gdyż w roku 1948 straciło na znaczeniu: samoloty F wycofywano już z uzbrojenia sił powietrznych, a na FR problem nie występował, z powodu innego usytuowania działek. Później wyjaśniła się też prawdziwa przyczyna wyłączeń silników. Okazało się, że gorące strumienie gazów prochowych powodowały niejednorodność cieplną (a tym samym aerodynamiczną) na łopatkach sprężarki silnika. Pojawiały się na nich duże zmienne obciążenia, powodujące bezpośrednio przerwanie pracy silnika. Zjawisko to nazwano pompażem.

Wśród problemów związanych z rodzącym się lotnictwem odrzutowym były także drobne, choć również istotne. Na przykład opony kół podwozia MiG-9 wytrzymywały jedynie do 20 startów i lądowań. Szczególnie niszczące było energiczne hamowanie podczas długiego dobiegu, charakterystycznego dla MiG-9. W celu ochrony opon instrukcja nakazywała wyłączanie podczas podejścia do lądowania jednego silnika oraz zabraniała kołowania o własnych siłach. Do kolejnego lotu lub uzupełniania paliwa samolot był holowany przez ciągnik, co oczywiście wydłużało przerwy między lotami i ze względów taktycznych było niedopuszczalne. Dopiero opanowanie przez przemysł produkcji nowego tworzywa syntetycznego, perlonu, pozwoliło przedłużyć żywotność opon do ponad 300 startów i lądowań (próby nowych opon prowadzono w sierpniu 1948 r.).

W pierwszym okresie użytkowania w siłach powietrznych MiG-9 i Jak-15 nie były dopuszczone do wyższego pilotażu. Obawy konstruktorów można zrozumieć, jednak trudno uważać samolot myśliwski za pełnowartościowy, gdy tak ograniczone są jego możliwości. Dopiero po przeprowadzeniu w 1947 r. prób w tego rodzaju lotach na pierwszych odrzutowcach przygotowano instrukcję dla pilotów wojskowych i zakaz cofnięto.

Pierwsze samoloty odrzutowe na całym świecie miały wiele niedostatków. Silniki o dużym zużyciu paliwa pozwalały im latać jedynie kilkadziesiąt minut, resursy silników wynosiły kilka godzin. Mimo to przejście do napędu odrzutowego było w lotnictwie rewolucją na skalę niespotykaną ani wcześniej, ani później. Problemy, które wydawały się już dawno rozwiązane, stanęły przed konstruktorami w nowej postaci. Potrzebne okazały się inne układy aerodynamiczne, trzeba było znaleźć nowe metody zapewnienia stateczności, sterowności i wytrzymałości konstrukcji. Weszły do użycia inne materiały. W związku z gwałtownym wzrostem osiągów, samoloty bojowe potrzebowały nowoczesnych rodzajów uzbrojenia, urządzeń celowniczych i nawigacyjnych, systemów ratowania pilota. Trudności były tak liczne, że do ich pokonania



MiG-9 z „motylkiem"

potrzebne stały się wielotysięczne zespoły konstruktorskie wsparte przez instytuty naukowe. Ostatecznie zanikły chałupnicze metody w budowie samolotów bojowych, stosowane jeszcze kilka lat wcześniej. W ZSRR niezbędne ramy organizacyjne stworzono skupiając po wojnie wszystkie siły w 11 dużych zespołach konstruktorów lotniczych. Współdziałały z nimi zespoły zajmujące się opracowywaniem silników, wyposażenia, systemów uzbrojenia. Znacznie wzrosły wymagania co do umiejętności pilotów wojskowych, a co za tym idzie, do przygotowania ich w szkołach lotniczych.

MiG-9, choć krótko był produkowany seryjnie i użytkowany w jednostkach wojskowych, zajmuje poczesne miejsce w historii lotnictwa radzieckiego, gdyż otworzył dlań erę samolotów odrzutowych, okres wielkich sukcesów i światowego rozgłosu konstruktorów Artioma Mikojana i Michaiła Guriewicza.

Skrzydło skośne

4

Przejście do napędu odrzutowego było w lotnictwie rewolucją techniczną o niespotykanej dotychczas skali. Osiągnięcie dużych prędkości lotu radykalnie zmieniło obraz opływu konstrukcji i spowodowało zmiany wszystkich aerodynamicznych charakterystyk aparatu latającego. Znacznie zwiększył się wpływ na nie ściśliwości powietrza, który dotychczas można było pominąć. W szczególności opór zwiększył się 8–12 razy; zjawisko to nazwano barierą dźwięku. Głównym źródłem oporu falowego okazało się skrzydło. Stało się jasne, że dojście w obszar dużych prędkości lotu wymaga nie tylko zwiększenia mocy silnika, ale również zmniejszenia lokalnej prędkości opływu skrzydła, czyli przesunięcia w górę krytycznej liczby Macha. W ZSRR starano się to osiągnąć trzema sposobami: poprzez zmniejszenie grubości względnej skrzydła, opracowanie specjalnych profili dających minimalne prędkości opływu oraz użycie skrzydeł skośnych.

Podstawy teoretyczne lotu z dużymi prędkościami wyłożył już w 1902 roku Czapłygin w pracy „O strugach powietrznych", a bardziej konkretne badania rozpoczął w 1939 r. Christianowicz. W latach 1942–1943 w GAGI i CIAM (Centralnyj Institut Awiamotorostrojenija) badano warianty układów szybkich samolotów odrzutowych. W połowie lat czterdziestych najwięcej uwagi poświęcano opracowaniu nowych profili z dużą krytyczną liczbą Macha. Nad teorią skrzydła o małym wydłużeniu już w okresie międzywojennym pracowali Koczin, Gorski, Wołochow i inni. Najbardziej perspektywiczne okazały się wyniki badań dotyczących skrzydeł skośnych. Wykazały one, że możliwe jest zbudowanie takiego płata o dużej liczbie krytycznej, mającego przy tym zadowalające charakterystyki przy dużych kątach natarcia. Najwięcej kłopotów sprawiło osuwanie się warstwy przyściennej wzdłuż skrzydła. Trzeba było opracować specjalne profile dla jego przekrojów przykadłubowych i końcowych (przy kadłubie zastosowano profile dające małą siłę nośną, a na końcach — dużą). To jednak okazało się niewystarczające, trzeba było również zastosować prowadnice strug powietrza na górnej powierzchni skrzydła (tzw. przegródki Strumińskiego). Z pracami teoretycznymi splatały się eksperymenty na modelach i samolotach. Po serii „latających bomb" ze skrzydłami o różnym kształcie Piotr Cybin zbudował dwa doświadczalne szybowce z prochowymi przyśpieszaczami, osiągające prędkość do 1150 km/h. Piloci doświadczalni wykonali na nich ponad 100 lotów, uzyskując obszerny materiał dotyczący charakterystyk różnych rodzajów skrzydeł. Siemion Ławoczkin jako pierwszy z konstruktorów radzieckich zbudował samolot turboodrzutowy ze skrzydłem skośnym, Ła-160 (czerwiec 1947 r.), który osiągnął prędkość 1050 km/h. Zastosowanie skrzydła skośnego wiązało się z licznymi

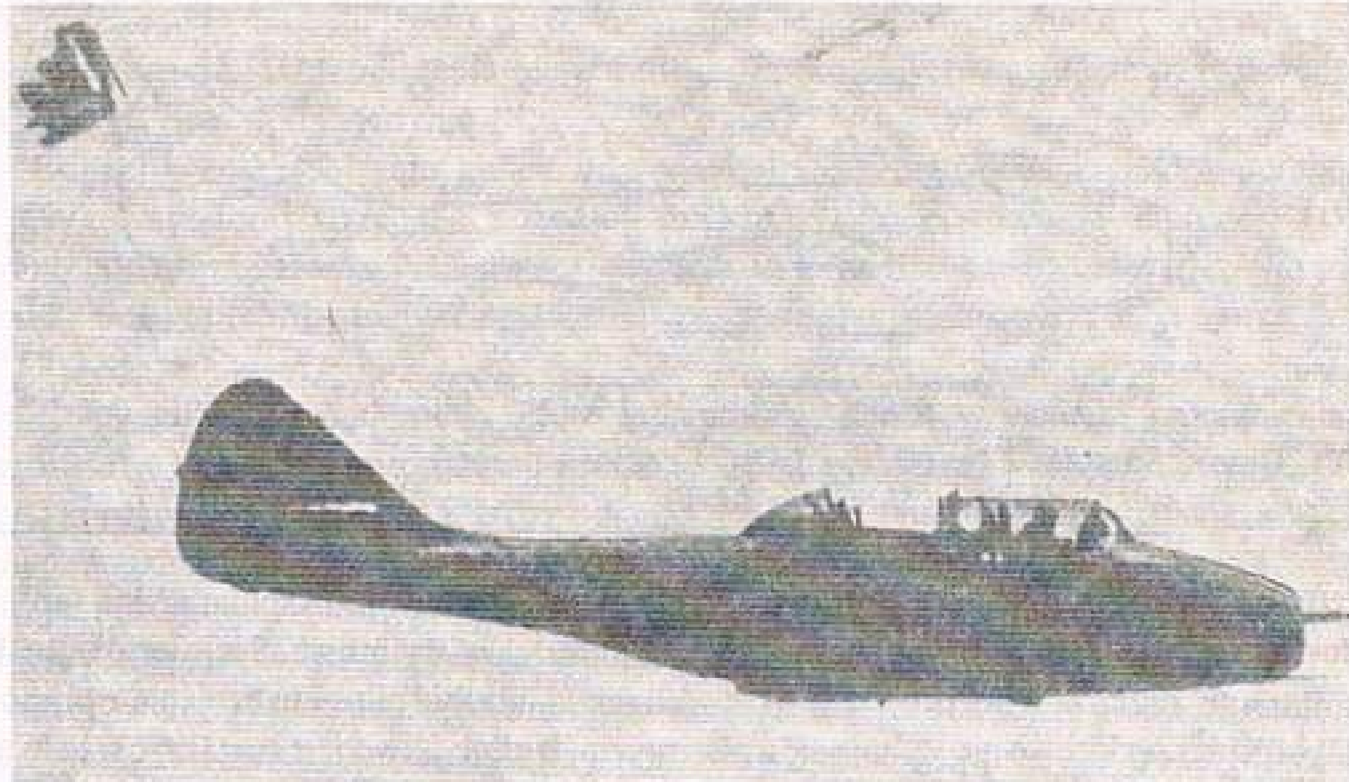
kłopotami konstrukcyjnymi i technologicznymi. Aby uzyskać potrzebną wytrzymałość i sztywność płata trzeba było zwiększyć jego grubość i masę. Pogorszeniu uległy parametry startu i lądowania oraz własności manewrowe.

Gdy wystartował Ła-160, zespół Mikojana od kilku miesięcy przygotowywał kolejny projekt mający spełnić wymagania zawarte w zamówieniu sił powietrznych z marca 1947 r.: prędkość okołodźwiękowa na dużej wysokości, silne uzbrojenie, długotrwałość lotu 1 godzina. Samolot miał otrzymać skośne skrzydła, lecz nie był to jedyny problem w nowej konstrukcji. Potrzebny okazał się inny silnik, ponieważ stosowane dotychczas RD-10 oraz RD-20 przestały odpowiadać wymaganiom lotnictwa. Przewidywane duże prędkości lotu musiały też spowodować zmianę metod ratowania pilota w sytuacjach awaryjnych. Były to podstawowe kierunki prac nad nowym samolotem myśliwskim.

Najważniejszy był silnik — bez niego przecież niemożliwe jest konkretne projektowanie samolotu. Niestety, w ZSRR odpowiednich silników na początku 1947 roku nie było. „Mikojanowcy" skoncentrowali się więc na zagadnieniach dających się rozwiązać niezależnie od szczegółów konstrukcji samolotu myśliwskiego. Zapoznali się z dotychczasowymi doświadczeniami i wynikami prac teoretycznych. Godząc często sprzeczne ze sobą wymagania aerodynamiki, wytrzymałości i technologii trudzili się nad zrealizowaniem w metalu teoretycznych koncepcji skrzydła skośnego.

Zadanie zbudowania fotela wyrzucanego wydawało się proste: wystarczy wyrzucić pilota wraz z fotelem z taką siłą, by nie uderzył o statecznik pionowy, ale jednocześnie tak, by uniknąć niebezpiecznych dla człowieka przeciążeń. Powierzono je grupie zajmującej się kabiną, kierowanej przez Siergieja Łuszyna. Na długiej szynie skierowanej niemal pionowo w górę zamontowano wózek z ładunkiem prochowym. Badano tor jego lotu w zależności od wielkości ładunku i powstające przy tym przeciążenia. Po krótkim okresie wyrzucania zwierząt nadeszły najtrudniejsze próby: trzeba było przystosować fotel wyrzucany do człowieka. Punktem wyjścia było położenie głowy pilota, następnie określono kąty nachylenia oparcia i zagłówków, rozmieszczono oparcia rąk i nóg. Lekarze i antropolodzy przeanalizowali wyniki badań statystycznych i przekazali konstruktorom swoje uwagi. Pozostał już tylko jeden problem: dokładnie dobrać siłę ładunku prochowego. Tu teoretyczne wyliczenia nie wystarczą, potrzebne są eksperymenty. Wyrzucano na przemian sześciu pilotów doświadczalnych, a po każdej próbie badano stan ich organizmów. Dochodzono do granic wytrzymałości człowieka. Wiąże się z tym humorystyczna historia, gdy skrupulatni finansiści z księgowości OKB zakwestionowali, dlaczego za próby naziemne płaci się tak, jak za loty. Odpowiedź Łuszyna była szybka: przyprowadził urzędników na miejsce prób. Seria wystrzałów wyrzutni rozwiała wszelkie wątpliwości. Doświadczenia w locie przeprowadzono na tłokowym bombowcu Pe-2 (jego zaletą było rozdwojone usterzenie pionowe, pozwalające uniknąć ryzyka zderzenia z fotelem). Zaczęto od wystrzeliwania manekina (nazywanego żartobliwie Iwanem Iwanowiczem), a po uporaniu się z niestabilnością i drganiami fotela, 27 lipca 1947 r. po raz pierwszy w ZSRR katapultował się człowiek. Był nim doświadczony spadochroniarz Gawriił Kondraszow. Po Pe-2 przyszła kolej na samoloty odrzutowe, w zespole Mikojana i Guriewicza do prób fotela wyrzucanego przeznaczono samolot FT-2, drugi egzemplarz dwumiejscowej wersji MiG-9. 16 stycznia 1949 r. A. Bystrow katapultował się z samolotu MiG-9 lecącego z prędkością 764 km/h. Wreszcie kolejny etap prac nad nowym myśliwcem został pokonany: fotel wyrzucany był gotów do użycia na samolocie.

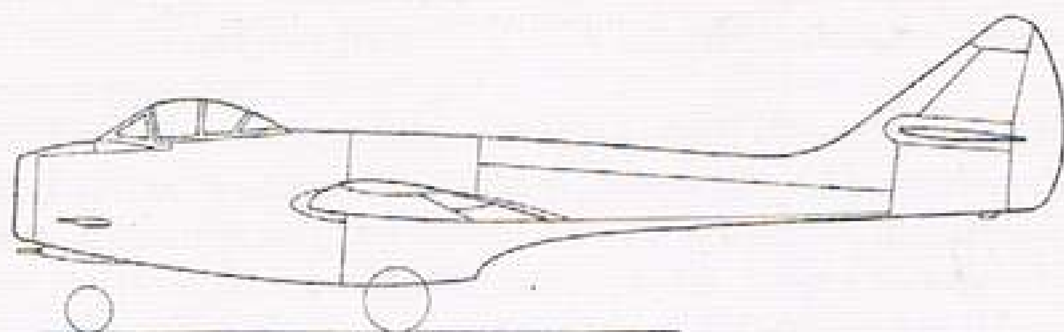
W Związku Radzieckim przechodziły wówczas próby silniki odrzutowe o dużym ciągu, lecz daleko jeszcze było do takiego ich dopracowania, by mogły być zastosowane na seryjnym samolocie bojowym. Wówczas to trzech najbardziej kompetentnych specjalistów (Mikojana, konstruktora silników Klimowa i technologa Kiszkina) delegowano do kraju



Katapultowanie manekina z FT-2

przodującego w dziedzinie silników odrzutowych do Anglii. Nie oczekiwano wiele — były to już początki zimnej wojny i stosunki między niedawnymi sojusznikami stygły coraz bardziej. Jednak Anglikom zależało na sprzedaży silników. Obiektem zainteresowania delegacji radzieckiej były silniki firmy „Rolls Royce": Derwent 5 o ciągu 15,6 kN oraz Nene 1 i 2 o ciągu 22,3 kN. Derwent, a nieco później i Nene były użytkowane w lotnictwie wielu krajów, nie były to już więc silniki tajne. W wyniku pertraktacji Związek Radziecki zakupił 30 silników Derwent i 25 Nene, a w krótkim czasie przygotowano ich produkcję seryjną w ZSRR pod oznaczeniami odpowiednio RD-500 oraz RD-45 (RD od: rieaktiwnyj dwigatiel, liczby zaś pochodzą od numerów zakładów produkujących te silniki). Nowe silniki jako pierwszy wykorzystał Tupolew, przystosowując latem 1947 r. swój bombowiec Tu-2 do zastosowania dwóch silników Nene 1. Niemal jednocześnie z nim Jakowlew wykorzystał lekki Derwent w mającym wiele zalet i produkowanym później seryjnie samolocie myśliwskim Jak-23. Swoje propozycje przedstawili Ławoczkin, Suchoj, Aleksiejew.

Mikojan do swojego myśliwca wybrał cięższy, ale za to o większym ciągu, Nene 2. Teraz można było przystąpić do poszukiwania szczegółowych rozwiązań nowego samolotu. W fazie projektowania wstępnego kolejno przygotowano i odrzucono kilka zupełnie różnych wariantów, zanim wykrystalizował się ten, który na kilka dziesiątek lat stał się symbolem odrzutowego samolotu myśliwskiego. Początkowo myślano o konstrukcji dwusilnikowej, jednak po powrocie z Anglii Mikojan odrzucił ten pomysł: wolał nie ryzykować, ponieważ ewentualne trudności z uruchomieniem produkcji seryjnej nowych silników mogły pociągnąć za sobą ograniczenie produkcji samolotu. Drugi układ przewidywał umieszczenie silnika z przodu i wylotu pod kadłubem (był to projekt FN), ale uznany został za nieperspektywiczny i kłopotliwy w obsłudze. Kolejna, najdłużej utrzymująca się koncepcja, to samolot dwubelkowy, podobny do angielskiego Vampire (który miał jednak proste skrzydło). Nawiązywano tu także do konstrukcji Tupolewa ANT-23 z lat trzydziestych. Ten pomysł odpadł z kilku powodów. W czasie badań w tunelu aerodynamicznym okazało się, że krótki kadłub powoduje znaczny wzrost oporu w locie z prędkością ponad $M = 0,8$. Niełatwe jest także uzyskanie przy tym układzie niezbędnej



Samolot FN (I-320)

sztywności usterzenia. Istotnymi przeszkodami są utrudnienia eksploatacyjne (np. niewygodny dostęp do silnika) oraz opływanie usterzenia przez gazy wylotowe. Samolot dwubelkowy został zastąpiony przez kolejny projekt, I-310: w długim kadłubie pilot i uzbrojenie z przodu, silnik zaś z tyłu. Gazy wylotowe nie stykają się z płatowcem, kadłub łatwo jest rozłączyć w celu naprawy lub wymiany silnika. Taki układ utrudniał wyrównoważenie samolotu, gdyż środek ciężkości znacznie przesunął się do tyłu. Nie wiadomo było, gdzie umieścić podwozie, ponieważ dużą część kadłuba zajęły kanały powietrzne, skrzydła zaś były zbyt cienkie. Ułożono je więc tak, by koła główne chowały się nie do skrzydeł i nie do kadłuba, lecz w nieco pogrubionym przejściu między nimi. Nieuniknioną wadą okazało się osłabienie skrzydeł. Brak sztywności wymagał wielu zabiegów, konstruktorzy zażądali od technologów przygotowania silnego jednoczęściowego dźwigara. Skrzydła poddano badaniom na wytrzymałość w MAI (Moskowskij Awiacjonnyj Institut). W pierwszym wariancie zniosły one obciążenie o wiele większe od zakładanego. Wytrzymałość zbyt duża jest tak samo wadą, jak zbyt mała, wiąże się przecież z większą masą konstrukcji.



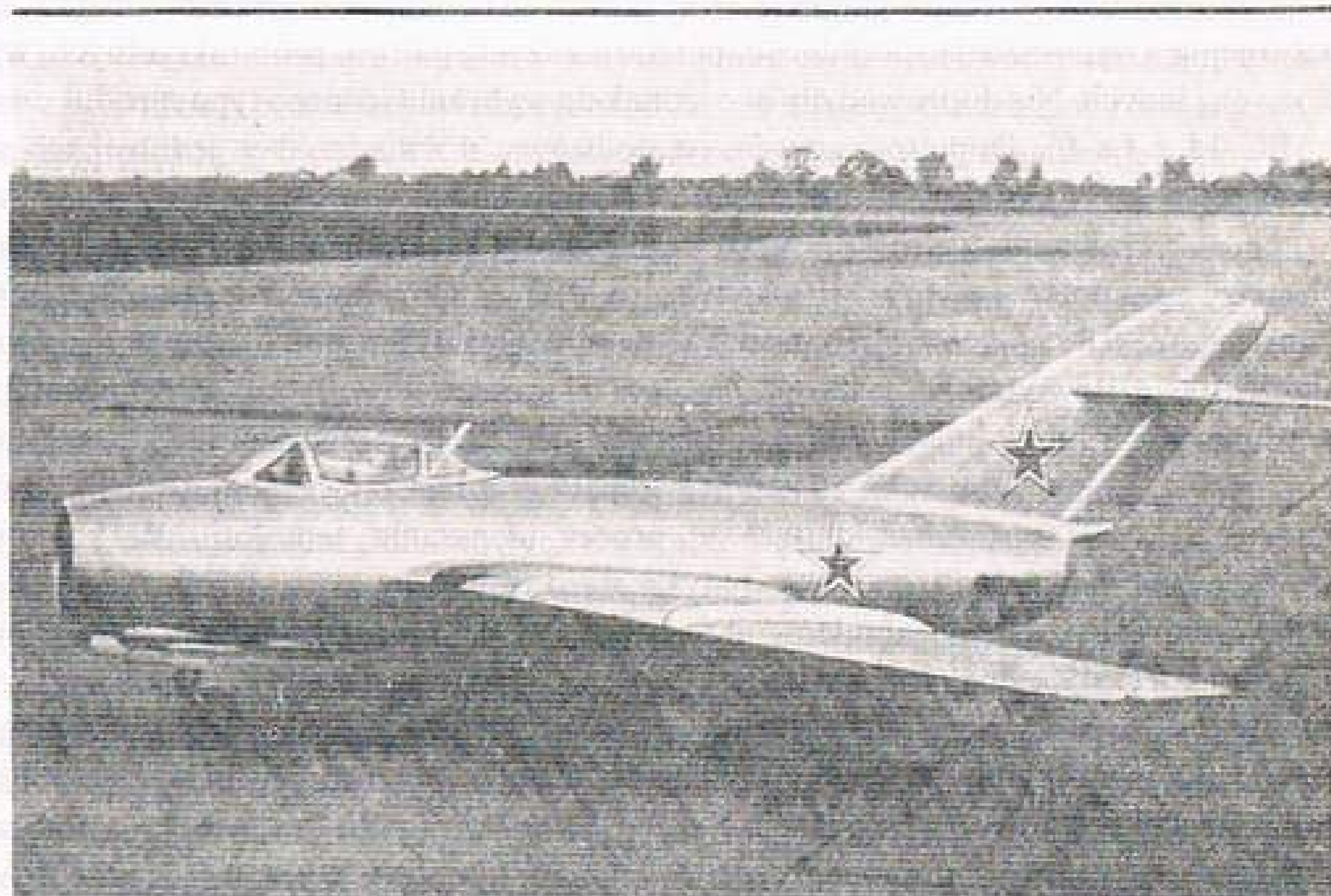
I-310

Skrzydło po przebudowaniu było lżejsze o 180 kg. W trakcie ponownych prób dźwigar pękł przy obciążeniu stanowiącym 70% obciążenia planowanego. Po kolejnych zmianach z zaoszczędzonych 180 kg trzeba było dodać jedynie 18.

Projektowanie dobiegało końca, gdy nastąpił znany nam już przypadek pompażu sprężarek silników podczas strzelania z działek na MiG-9. Początkowo w samolocie I-310 przewidywano taki sam układ działek, jak w I-300, jednak teraz dla uzbrojenia znaleziono inne miejsce: pod kabiną pilota. Aby ułatwić obsługę naziemną działek, montowano je na opuszczanej lawecie.

Znany pilot doświadczalny, Piotr Stefanowski, opisał w swoich wspomnieniach następującą historię dotyczącą tego okresu prac nad I-310, przyszłym MiG-15. Latem 1947 r. otrzymał on zaproszenie od Mikojana, który pokazał mu swoje najnowsze konstrukcje, a wśród nich wykonaną w sklejce makietę I-310. Niestety, gdy Stefanowski, mężczyzna słusznego wzrostu, próbował wejść do kabiny — nie mógł się zmieścić. Mikojan zażartował, że trzeba będzie dobierać „małokalibrowych" pilotów, ale oczywiście kabinę szybko przebudowano.

Pod koniec 1947 r. drewniana makieta przekształciła się w gotowy do lotu samolot. Powierzono go Wiktorowi Juganowowi, który podczas wcześniejszej pracy w OKB Mikojana i Guriewicza wykazał się odwagą, stanowczością i opanowaniem trudnych prób samolotu I-270 (Ż). Próbami w locie kierował Konstantin Kowalewski. 30 grudnia 1947 r. chmury rozstąpiły się na tyle, że możliwy był start. Po pierwszym pomyślnym locie Juganowa nastąpił krótki okres prób fabrycznych. Już w połowie marca 1948 r., przed przeprowadzeniem pełnych testów, zapadła decyzja o rozpoczęciu produkcji seryjnej I-310 (inaczej samolot S) pod nazwą MiG-15. Na 10 maja wyznaczono termin przekazania samolotu do NII WWS, w celu przeprowadzenia prób państwowych. Termin ten nie został dotrzymany. Pierwszy z dwóch samolotów MiG-15 wstępnej serii (oznaczony S-02) został dostarczony 27 maja 1948 r., a drugi (S-01) — 5 lipca.



MiG-15

Egzemplarze S-01 oraz S-02 różniły się nieznacznie od samolotu I-310, oblatanego przez Juganowa. Przede wszystkim okazało się, że w długiej dyszy wylotowej silnika powstają znaczne straty ciągu. Po zaproponowanym przez inż. Kalichmana z CIAM skróceniu dyszy i schowaniu jej w kadłub, zmieniono również usterzenie poziome i lotki (zwiększono kąt skosu) oraz wprowadzono kilka drobniejszych poprawek.

Samoloty innych zespołów konstruktorskich były gotowe kilka miesięcy później. Najgroźniejszym konkurentem Mikojana okazał się Ławoczkin, który w kwietniu 1948 r. wysłał w powietrze dwa skośnoskrzydłe samoloty: „168" i „174". Najbardziej spóźnił się Jakowlew, którego Jak-30 wystartował dopiero 4 września 1948 r. i nie mógł już być brany pod uwagę (zresztą odpowiadający mu „174" nie był wcale gorszy). Oprócz MiG-15 spośród wszystkich konstrukcji najbardziej obiecujący był „174". Przygotowania do uruchomienia jego produkcji seryjnej pod nazwą Ła-15 ruszyły jeszcze w kwietniu 1948 r., a dopiero potem rozpoczęto kompleksowe próby. Badania państwowe prototypów MiG-15 i Ła-15 w NII WWS przebiegały równolegle, a wykonywali je odpowiednio Jurij Antipow i Andriej Koczetkow. Ła-15 był samolotem nieco lżejszym, ale w wyglądzie zewnętrznym podobnym do MiG-15. Różnił się głównie wysokim położeniem skrzydeł. Spowodowało to trudności z rozmieszczeniem podwozia: miało ono niewielki rozstaw i samolot był bardzo wrażliwy na boczny wiatr w czasie lądowania, co ma duże znaczenie podczas eksploatacji w warunkach bojowych. Z kolei zaletą Ła-15 były lepsze własności w locie z prędkością bliską maksymalnej oraz brak ograniczeń prędkości ze względu na konstrukcję. Osiągnięto to głównie dzięki lekkim i sztywnym skrzydłom, jednak wykonanie takiego płata wymagało olbrzymiego nakładu pracy (trzeba było skrzydła frezować i skrawać z bloków metalu, łączyć skomplikowanymi węzłami itp.). Trudna i kosztowna technologia stała się w przyszłości głównym powodem zaprzestania produkcji Ła-15. Inne przewagi MiG-15 nad Ła-15 to większa prędkość wznoszenia i silniejsze uzbrojenie. Natomiast większa masa MiG-15 spowodowała, że był on mniej zwrotny. Próby państwowe stanowiły obszerny program prawie stu skomplikowanych lotów, dotyczących kilku głównych tematów: zmierzenia osiągów, sprawdzenia uzbrojenia i wyposażenia specjalnego, pomiaru zużycia paliwa, prób taktycznych, wytrzymałościowych i innych. Nie doprowadziły one jednak do wybrania jednego typu; produkowano seryjnie i MiG-15, i Ła-15. Dopiero z czasem na podstawie doświadczeń w jednostkach wojskowych uzyskano szerszy materiał do porównań i budowy Ła-15 zaprzestano.

Dokładnie w rok po pierwszym locie I-310, 30 grudnia 1948 r., Juganow oblatał pierwszy egzemplarz seryjny. MiG-15 był produkowany masowo w wielu zakładach przemysłu lotniczego ZSRR, a także w kilku innych krajach, wielokrotnie modernizowano jego wyposażenie i konstrukcję. Powoduje to, że nawet samoloty tej samej wersji, ale wykonywane w innych seriach produkcyjnych lub w innych fabrykach, mogą różnić się szczegółami konstrukcji, wyposażenia i osiągami. Od początku roku 1949 MiG-15 zaczęto przekazywać jednostkom lotniczym Armii Radzieckiej, od tego czasu datuje się proces ulepszania samolotu. W kolejnych seriach produkcyjnych wprowadzono automatykę sterowania silnikiem, wzmacniacze hydrauliczne, zmieniono ręczny napęd hamulców aerodynamicznych na hydrauliczny. Początkowo MiG-15 miał silnik RD-45, jednak szybko zmieniono go na ulepszony, RD-45F. Prowadzono doświadczenia z wtryskiem wody w celu zwiększenia siły ciągu. Użytkowanie MiG-15 w jednostkach ujawniło zaburzenia w locie z prędkością maksymalną. Następowała nieprzewidziana utrata stateczności, zakładaną początkowo dopuszczalną liczbę Macha $M = 0{,}92$ trzeba było ograniczyć do 0,88. Okazało się, że przyczyną takiego zachowania się samolotu były niedokładności w produkcji (np. w wymiarach profili skrzydeł zdarzały się odchylenia do 4 mm w stosunku do planów), a także zmniejszona przez wnęki na podwozie sztywność skrzydeł. Poprzez zmiany konstrukcyjne i przede wszystkim technologiczne udało się szybko usunąć to ograniczenie.

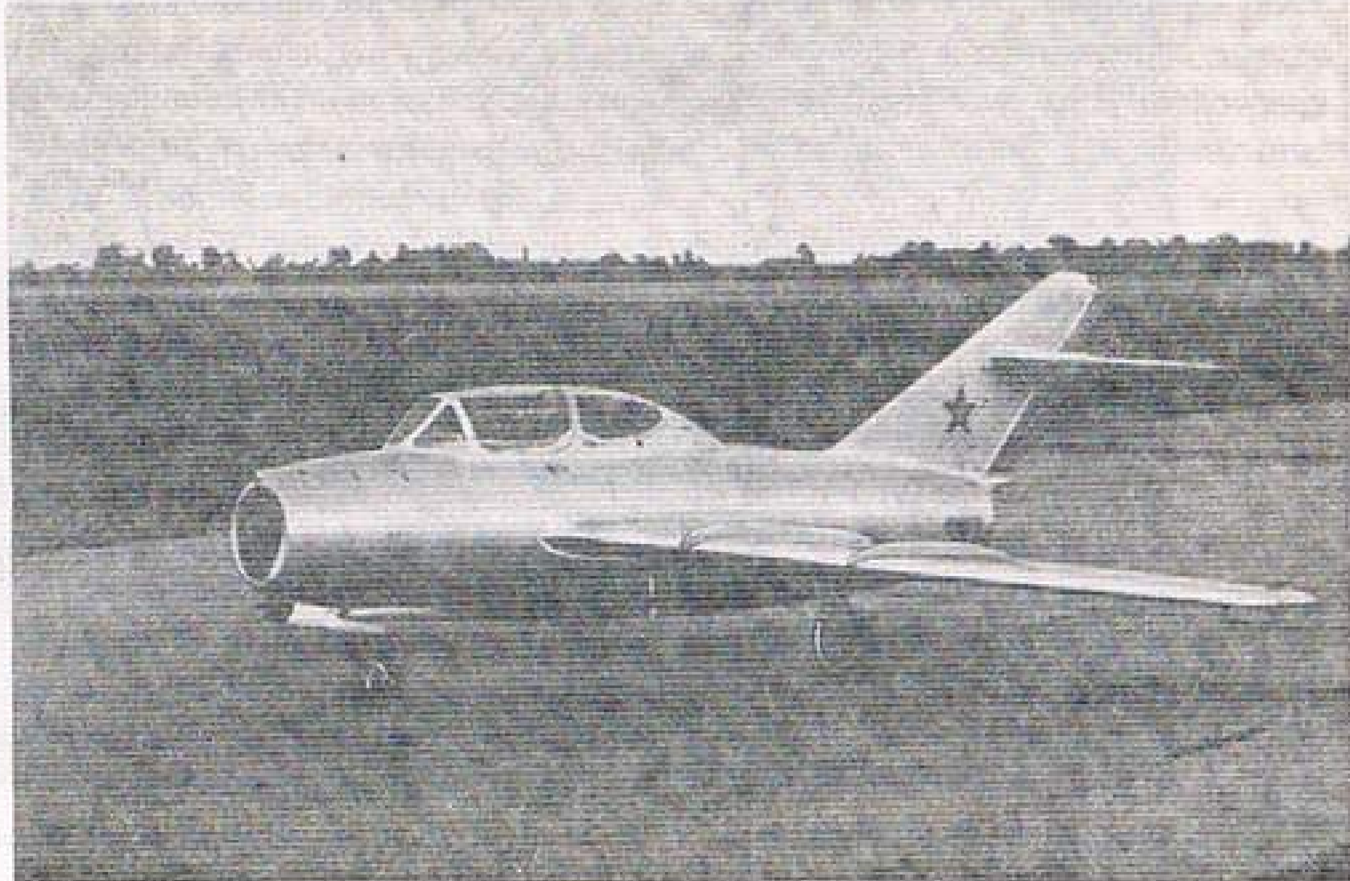


SD-UPB

W listopadzie 1948 r. rozpoczęły się próby państwowe nowego silnika Władimira Klimowa, WK-1. Była to wersja rozwojowa RD-45, która przy podobnej masie i rozmiarach miała ciąg zwiększony do 26,5 kN. W roku 1949 ruszyła produkcja WK-1 i Mikojan wykorzystał go w nowej wersji SD. Szybko zakończono cykl prób tego samolotu i pod nazwą MiG-15bis skierowano go do jednostek wojskowych, gdzie stał się później najbardziej rozpowszechnionym wariantem MiG-15. Najistotniejszymi spośród innych zmian było wprowadzenie hamulców aerodynamicznych o większej powierzchni i obróconej o 22° osi obrotu oraz znaczne rozszerzenie wyposażenia samolotu (radiokompas ARK-5, radiowysokościomierz RW-2, urządzenie odpowiadające SRUO i inne). Jednym z istotniejszych ulepszeń była zmiana uzbrojenia. Wariant SW otrzymał oprócz działka NS-37 dwa NR-23 o większej szybkostrzelności niż używane poprzednio NS-23. Także działko NS-37 zamieniono w kolejnych seriach na nowsze, N-37. Stopniowo wprowadzano ulepszenia. Samoloty MiG-15bis pierwszych serii i późniejszych znacznie się od siebie różniły. Dzięki mocniejszemu silnikowi poprawiły się osiągi MiG-15 (np. prędkość maksymalna zwiększyła się z 1050 do 1076 km/h, a prędkość wznoszenia z 42 do 46 m/s).

Wariantem samolotu SD był SD-UPB (od: uwieliczennyje podwiesnyje baki), różniący się jedynie zastosowaniem dodatkowych zbiorników paliwa o pojemności zwiększonej do 300 dm^3 (poprzednio 250 dm^3, a później zastosowano także zbiorniki o pojemności 400 dm^3).

Również w roku 1949 powstał szkolno-treningowy wariant MiG-15, samolot ST, inaczej I-312T. Po próbach na pierwszym prototypie ST-1 przygotowano ST-3, będący podstawą do rozpoczęcia produkcji seryjnej pod nazwą UTMiG-15 (według aktualnej polskiej terminologii; dawniej oraz w innych krajach oznaczano go MiG-15UTI lub też UTIMiG-15, od: uczebno-trienirowocznyj istriebitiel). Wśród pilotów nazywany jest on „sparka" (w Polsce niekiedy — nie wiadomo dlaczego — „szparka"). W stosunku do wersji bojowej przebudowano jedynie kadłub, tak by można w nim rozmieścić kabiny instruktora i ucznia; w tym celu zmniejszono pojemność głównego zbiornika paliwa oraz zredukowano uzbrojenie. W późniejszym okresie powstały dalsze warianty ST. Dwumiejscową wersją MiG-15bis był ST-2 (nie produkowany seryjnie),



ST-1

ST-5 otrzymał działko NS-23, ST-7 miał stację radiolokacyjną. UTMiG-15 przez wiele lat był podstawowym samolotem szkolno-treninowym lotnictwa radzieckiego i wielu innych krajów. Służył do nauki także pilotom kolejnych samolotów MiG-17 oraz MiG-19, które nie miały wariantów dwumiejscowych (ich wersje szkolno-treningowe powstały jedynie w Chinach: JJ-5 oraz JJ-6).

W celu wydłużenia zasięgu w wariancie myśliwca towarzyszącego MiG-15S oraz MiG-15bisS (S od: soprowożdienije), używane były dwa podwieszane zbiorniki paliwa po 600 dm^3; zasięg zwiększył się o ok. 1200 km.

Kolejnym produkowanym seryjnie wariantem był samolot rozpoznawczy SR-1. Jako MiG-15bisR służył do prowadzenia rozpoznania fotograficznego i w tym celu wyposażono go w różne typy lotniczych aparatów fotograficznych, np. AFA-1M, AFA-21, AFA-39 (aerofotoapparat). Wersje rozpoznawcze do obrony przed samolotami nieprzyjaciela miały identyczne uzbrojenie jak myśliwce, co zwiększało prawdopodobieństwo dostarczenia danych z rozpoznania.

W roku 1949 MiG-15 ruszył do szturmu bariery dźwięku. Pierwsze loty naddźwiękowe na samolotach z silnikiem turboodrzutowym wykonano w roku 1948 w trzech krajach: w USA osiągnął prędkość dźwięku prototyp XF-86, w Anglii DH 108 Swallow, w Związku Radzieckim zaś — „176" (wszystkie trzy dokonały tego w locie nurkowym). W zespole Mikojana podjęto doświadczenia pod skromnym tytułem „Rozszerzenie istniejących na MiG-15 ograniczeń prędkości przez próby w locie", kierowane przez inżynierów Paszkowskiego i Mazurskiego. Loty wykonywali Tiutieriew, Anochin i Ejnis. Zgodnie z obowiązującą wówczas instrukcją MiG-15 nie mógł przekraczać $M = 0{,}92$. Piloci stopniowo przesuwali tę granicę. 21 września 1949 r., w pierwszym locie samolotu MiG-15LŁ (od: letajuszczaja łaboratorija, inaczej samolot SE), nurkując pod niewielkim kątem z wysokości 12 000 m Anatolij Tiutieriew osiągnął $M = 0{,}97$, a trzy dni później 0,985. Do prędkości dźwięku pozostało jedynie 1,5%, jednak trzeba było przerwać loty: pojawiło się nowe zjawisko pochylania się samolotu na lewe skrzydło. Aby zniwelo-



MiG-15LŁ (samolot SE)

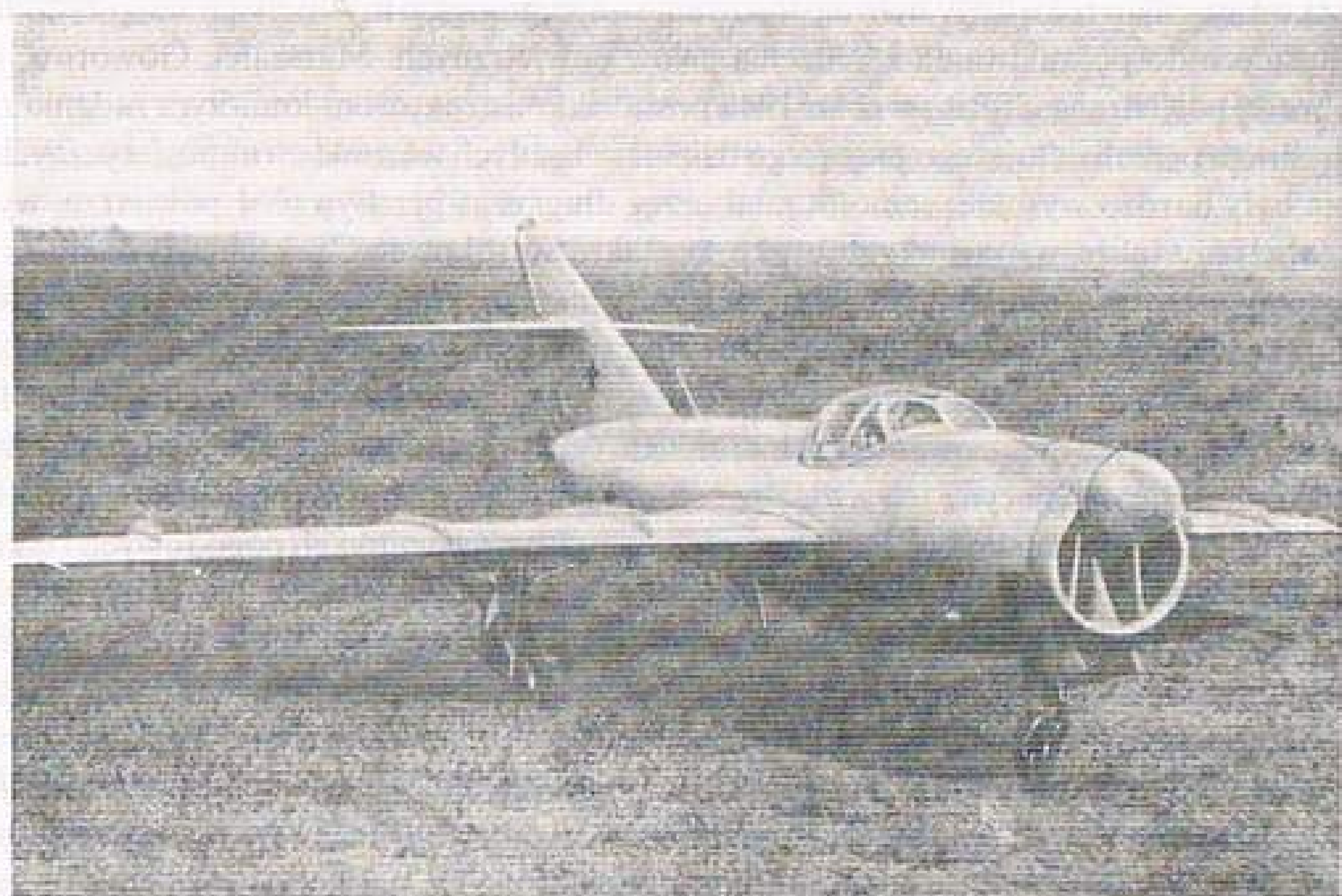
wać tę tendencję Tiutieriew musiał użyć całej siły (układ sterowania MiG-15 nie był jeszcze wyposażony we wzmacniacze hydrauliczne). Blisko miesiąc uczeni i konstruktorzy analizowali rezultaty prób, wprowadzając na ich podstawie zmiany w konstrukcji samolotu. Otrzymał on wzmacniacze, a także znacznie większe usterzenie pionowe. 18 października 1949 r. Tiutieriew na MiG-15LŁ nurkując z wysokości 12 800 m osiągnął prędkość odpowiadającą $M = 1,01$. W następnych dniach również inni piloci przekroczyli barierę dźwięku. Efekty tych doświadczeń stały się podstawą wprowadzenia wzmacniaczy hydraulicznych do systemu sterowania seryjnych MiG-15 oraz grzebienia podkadłubowego kolejnego MiG-17.

Niezwykle ważnym kierunkiem prac prowadzonych przez OKB Mikojana i Guriewicza w owocnym roku 1949 było zastosowanie na samolotach myśliwskich stacji radiolokacyjnych służących do poszukiwania i śledzenia celów powietrznych. Marszałek Goworow, dowodzący obroną powietrzną ZSRR, w roku 1948 postawił konstruktorom lotniczym zadanie zbudowania myśliwca przechwytującego mogącego działać w każdych warunkach atmosferycznych. Wymagania były bardzo wysokie: samolot miał przez długi czas przebywać w powietrzu, wykrywać cel powietrzny także w warunkach braku kontaktu wzrokowego, przechwytywać go i skutecznie niszczyć. Do pracy włączono liczne instytuty naukowe, głównie zajmujące się radiotechniką i radiolokacją. Zadanie zbudowania myśliwca przechwytującego otrzymały zespoły Mikojana i Ławoczkina. W gabinecie Głównego Konstruktora pojawili się nowi specjaliści. Dla konstruktorów lotniczych zorganizowano pod kierunkiem członka Akademii Nauk ZSRR Aksela Berga cykl wykładów zapoznających ich z możliwościami i wymaganiami wyposażenia radiolokacyjnego.

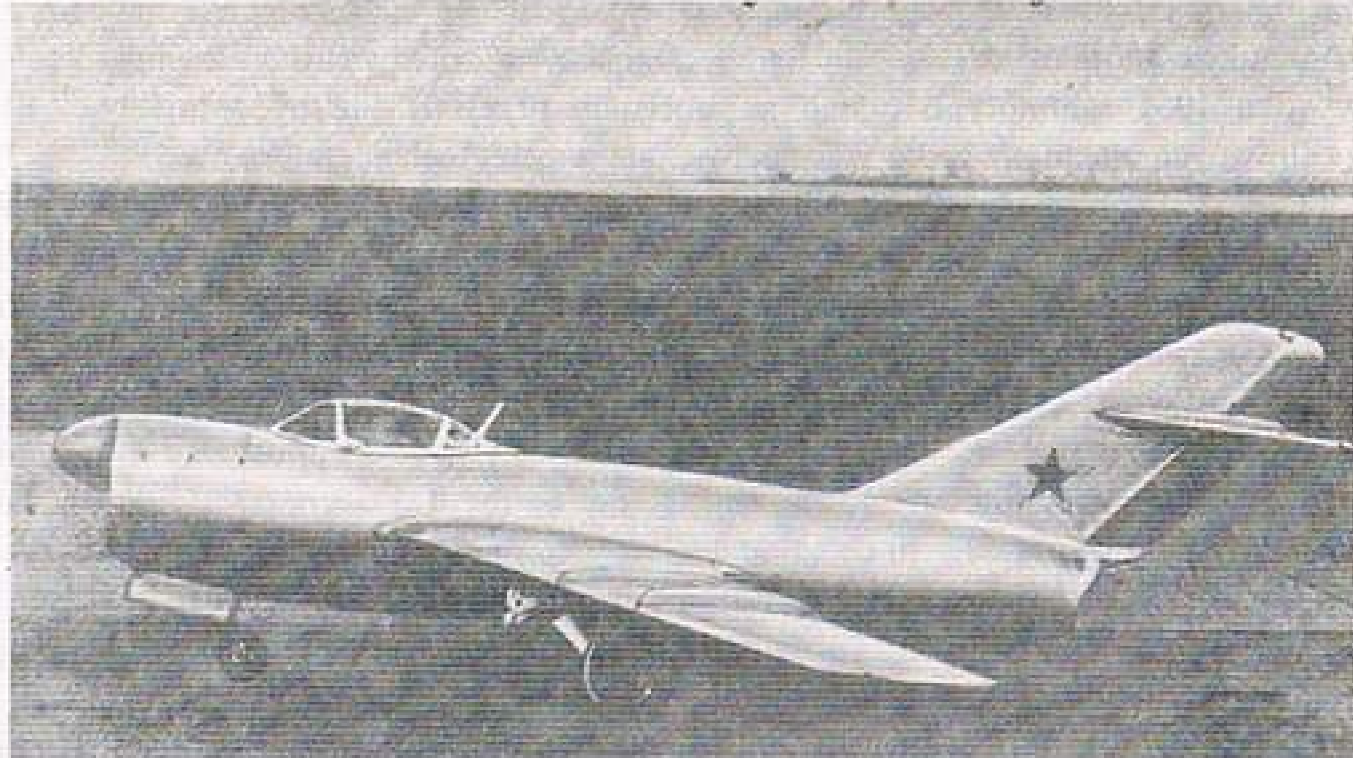
Radar umożliwiał wykrycie celu w każdych warunkach pogodowych i o każdej porze doby. Służył również jako celownik podczas strzelania z działek. Te zalety musiały jednak kosztować, radiolokator znacznie komplikował konstrukcję samolotu i to w kilku miejscach. Przede wszystkim zwiększał jego masę, zmieniał położenie środka ciężkości oraz utrudniał zadanie aerodynamikom: w przedniej części samolotu trzeba było umieścić jedną lub nawet dwie anteny stacji. Niezmiernie pilnym zadaniem dla technologów było opracowanie tworzyw radioprzeźroczystych, a jednocześnie na tyle wytrzymałych, by mogły być użyte na powierzchni samolotu. Rozwiązania wymagał problem nagrzewania się stacji radiolokacyjnej, powodującego pogorszenie parametrów jej pracy. Informacja o przestrzeni powietrznej wyprowadzana była na okrągły ekran o średnicy ok. 10 cm, umieszczony w samym środku tablicy przyrządów, co również wymagało przebudowy tradycyjnej tablicy.

Jednocześnie ze stacjami radiolokacyjnymi powstawały pierwsze samoloty, na których miano je użyć. Mikojan, dążąc do połączenia w swoim myśliwcu przechwytującym dużej prędkości i zasięgu postanowił skorzystać ze sprawdzonego układu MiG-15, ale z dwoma silnikami. Takie rozwiązanie wypływało również z konieczności zwiększenia załogi do dwóch osób, pilota i operatora stacji radiolokacyjnej, siedzących obok siebie w szerokiej kabinie — spodziewano się, że skomplikowana obsługa radaru wymagać będzie drugiego członka załogi. Długo trwały poszukiwania optymalnego sposobu rozmieszczenia silników (początkowo RD-45F, potem WK-1). Ponieważ miały one sprężarkę odśrodkową, a co za tym idzie dużą średnicę, niemożliwe było umieszczenie ich pod skrzydłami lub obok siebie w kadłubie — opór czołowy byłby zbyt duży. Brygada wstępnego projektowania w OKB zaproponowała wówczas oryginalne rozwiązanie: ustawić silniki w kadłubie jeden za drugim tak, by miały one wspólny wlot powietrza, a dysze wylotowe oddzielne: pod kadłubem i na jego końcu. Było to rozwiązanie optymalne z punktu widzenia oporu czołowego, choć niewygodne i sprawiające wrażenie ociężałości. Powstały w ten sposób samolot R (inaczej I-320) wyprowadzono na lotnisko zakładowe pod koniec roku 1949.

Do budowy stacji radiolokacyjnej do myśliwca przechwytującego przystąpił zespół Andrieja Slepuszkina (stacje „Torij", a następnie „Korszun"), ponieważ jednak napotkał on istotne trudności, podjął to zadanie zespół Wiktora Tichomirowa, tworząc radar „Izumrud". Dwaj pionierzy radzieckiej radiolokacji przyjęli różne koncepcje. Tichomirow preferował układ dwuantenowy (oddzielne anteny układu poszukiwania i układu śledzenia celu powietrznego), a Slepuszkin — jednoantenowy. Wiązało się to także z metodą śledzenia: w radarze dwuantenowym było ono samoczynne, w jednoantenowym — ręczne. Trwały ostre spory między konstruktorami. Mikojan wysłuchał obu stron i ich całkowicie sprzecznych argumentów, by wreszcie ulec



I-320 (R-2 po wprowadzeniu zmian)



SP-1

przekonywaniom aerodynamików: układ jednoantenowy był z ich punktu widzenia oczywiście lepszy. Pod koniec 1949 r. wystartowały dwa samoloty ze stacjami radiolokacyjnymi „Korszun" i „Torij": pierwszy prototyp I-320 (R-1) oraz SP-1, otwierający nowy program SP. Pierwszy lot i próby zakładowe R-1 wykonał Wiernikow, a próby państwowe Antipow. Samolot był w sumie udany, choć wymagał pewnych poprawek. W 1950 r. Antipow oblatał drugi prototyp, R-2 (próby jego prowadzili następnie Gałłaj, Anochin, przyszły kosmonauta Bieriegowoj i inni). R-2 otrzymał nowe silniki WK-1, a także wiele innych drobnych ulepszeń: poprawioną widoczność z kabiny i awaryjny zrzut jej osłony, system przeciwoblodzeniowy skrzydeł, usterzenia itp. Samolot mógł startować przy jednym niepracującym silniku, lecz prędkość poprawiła się niewiele (siła ciągu zwiększyła się o 19%, prędkość zaś jedynie o 3% — z 1060 do 1090 km/h). Powodem była konieczność wprowadzenia ograniczeń wywołanych niedostateczną sztywnością skrzydeł. Później przerobiono drugi prototyp wzmacniając konstrukcję skrzydeł, dodając na każdym z nich trzecią prowadnicę aerodynamiczną i przerywacze. Przebudowany R-2 jest czasem nazywany trzecim prototypem I-320 (R-3).

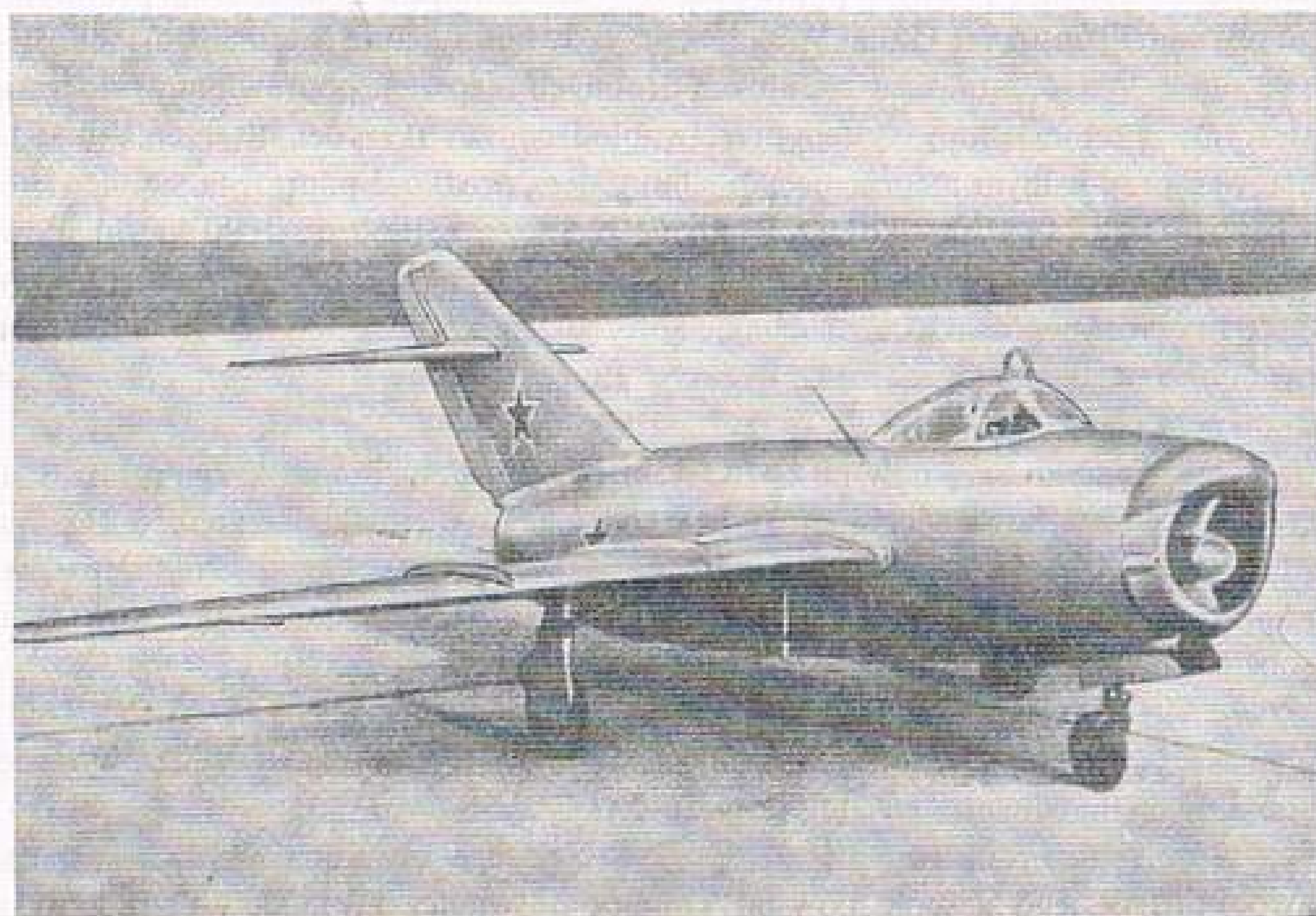
Samolot SP-1 powstał z MiG-15bis; oprócz stacji radiolokacyjnej otrzymał także inne uzbrojenie. Początkowo w celu zrównoważenia mas usunięto działka kalibru 23 mm zostawiając jedno NS-37 z 45 nabojami, a następnie, chcąc wykorzystać duży zasięg śledzenia celownika radiolokacyjnego, zastosowano cięższe działko NS-45 (kaliber 45 mm) o większej donośności. Próby stacji „Korszun" na R-1, „Torij" na samolotach R-2 oraz SP-1 i stacji „Torij-A" na SP-2 (wariant MiG-15bis, później tę samą nazwę otrzyma jeden z prototypów MiG-17) nie zakończyły się sukcesem. Główną tego przyczyną okazał się brak automatyki śledzenia celu, w istotny sposób ograniczający możliwości myśliwca przechwytującego.

Analogiczne zadanie zbudowania ciężkiego myśliwca przechwytującego otrzymał Ławoczkin. W jego zespole powstał samolot doświadczalny „200". I tu spotykamy się ze zjawiskiem, na które natkniemy się jeszcze kilkakrotnie, opisując historię samolotów MiG: podobny cel i podobne środki dają podobne rezultaty. „200" otrzymał również dwa silniki jeden za drugim, dwaj członkowie załogi również siedzieli obok siebie; „200" i I-320 (R-1) różnią się

między sobą: masą startową o 110 kg, pułapem o 150 m, prędkością maksymalną o 2 km/h. Obie konstrukcje spotkał też taki sam los — pozostały w pojedynczych egzemplarzach. Po prostu w roku 1951 samoloty o takich parametrach przestały już być potrzebne. Był to okres gwałtownych zmian nie tylko w lotnictwie, ale w całej technice wojskowej.

Próby pierwszych stacji radiolokacyjnych na samolotach myśliwskich przyczyniły się do skrystalizowania nowej koncepcji ich użycia, a mianowicie dokonania wyraźnego podziału na myśliwce frontowe i myśliwce przechwytujące. W roku 1951 Wojska Obrony Powietrznej ZSRR złożyły u konstruktorów zamówienie na samolot przechwytujący nowej koncepcji. Po pierwsze miał on otrzymać stację radiolokacyjną o zasięgu znacznie większym niż dotychczas, po drugie przewidywano dlań nowy wówczas sposób przechwytywania na podstawie wskazań naziemnych stacji wykrywania celów i naprowadzania lotnictwa myśliwskiego, po trzecie wreszcie: samolot musiał dysponować zasięgiem co najmniej 3500 km. Przyczyną wysunięcia tak ostrych wymagań był rozwój broni jądrowej i wprowadzenie u potencjalnego przeciwnika szybkich samolotów bombowych do jej przenoszenia. Konieczne stało się długotrwałe patrolowanie i przechwytywanie bombowców w dużej odległości od własnego terytorium.

Nowy radiolokator „Sokoł" do myśliwca przechwytującego dopiero przygotowywano, ale wiadomo już było, że jego rozmiary sprawią konstruktorom lotniczym wiele trudności. Wreszcie przeszedł on pierwsze próby na ciężkim bombowcu Tu-4, następnie na lżejszym Ił-28, by być gotowym do zastosowania na samolocie myśliwskim. Niestety, ani na I-320, ani na „200" „Sokoł" się nie mieścił. Ławoczkin próbował jeszcze ratować sytuację montując w przodzie samolotu radiolokator, a centralny wlot powietrza rozdzielając na trzy umieszczone wokół kadłuba (tak powstał „200B"), lecz było to rozwiązanie wyraźnie wymuszone i nieperspektywiczne. Konkurs na myśliwiec przechwytujący wygrał Jak-25, samolot trzeciego konstruktora —



SP-5



ST-7

Aleksandra Jakowlewa. Była to konstrukcja od początku obiecująca wspaniałe własności i, jak się okazało po latach, mająca przed sobą wielką przyszłość. Co sprawiło, że Jakowlew umiał uporać się z zadaniem nie do rozwiązania dla Mikojana i Ławoczkina? Przede wszystkim fakt, że Jakowlew przystąpił do niego dwa lata później, a wtedy były już do dyspozycji nowe, lekkie silniki odrzutowe Aleksandra Mikulina AM-5, zbudowane w układzie osiowym i mające dzięki temu znacznie mniejszą średnicę niż RD-45 i WK-1 z pozostałych samolotów. Umieszczenie silników AM-5 pod skrzydłami nie powodowało dużego wzrostu oporu czołowego, natomiast umożliwiało wykorzystanie pojemności kadłuba do rozmieszczenia radiolokatora, uzbrojenia i sporego zapasu paliwa. Jakowlew mógł więc po prostu zastosować koncepcję rozpatrywaną także wcześniej przez Mikojana i Ławoczkina, lecz z konieczności przez nich odrzuconą.

Jeszcze przed ostatecznym niepowodzeniem I-320 Mikojan zwrócił uwagę na stację radiolokacyjną Tichomirowa RP-1 „Izumrud" (RP od: radiopriceł). Miała ona dwie anteny, lecz po doświadczeniach ze stacjami „Torij" i „Korszun" doceniono efektywność automatycznego śledzenia celu. Upraszczało to obsługę radaru na tyle, że „Izumrud" można było montować na samolotach jednomiejscowych. Już w 1950 r. zastosowano go na MiG-15bis, a powstały w ten sposób samolot SP-5 był produkowany w małej serii jako MiG-15P. Przekonstruowaniu uległ przód kadłuba: nad wlotem powietrza pojawiła się charakterystyczna warga kryjąca antenę układu śledzenia, a na przegrodzie wlotu — kopułka z anteną układu poszukiwania celu powietrznego. Uzbrojenie trzeba było zredukować do dwóch działek NR-23. W celu przeszkolenia pilotów na zupełnie dla nich nowy sprzęt radiolokacyjny w OKB Mikojana i Guriewicza przygotowano w 1953 r. samolot ST-7, będący wersją MiG-15UTI z radarem „Izumrud". Również zbudowano jego niewielką serię z oznaczeniem wojskowym UTI MiG-15P.

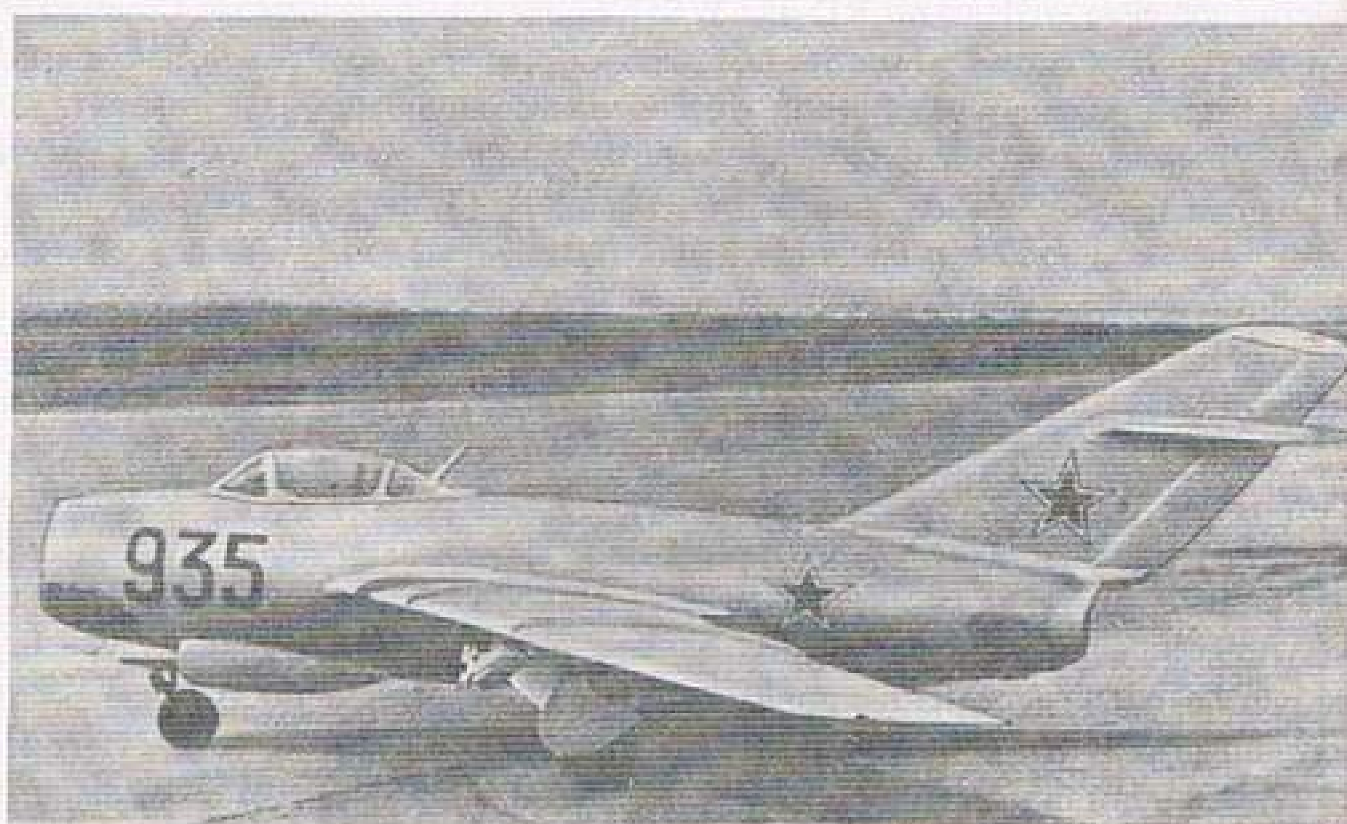
Samolotowe stacje radiolokacyjne dokonały przełomu w możliwościach bojowych samolotu, szczególnie w połączeniu z kierowanymi pociskami rakietowymi klasy powietrze-powietrze, które pojawiły się w lotnictwie niedługo później. Nastąpiły zasadnicze zmiany w

taktyce lotnictwa myśliwskiego. Spośród samolotów myśliwskich ostatecznie wyodrębnił się rodzaj myśliwców przechwytujących mający swoje specyficzne cechy. O ile myśliwiec frontowy musi spełniać wiele funkcji (zwalczanie celów powietrznych, naziemnych, rozpoznanie itp.), o tyle w myśliwcu przechwytującym wszystko skierowane jest na długotrwały lot i niszczenie celów powietrznych w każdych warunkach, przy dowolnej ich prędkości i wysokości. Z tych potrzeb wynika, że stacje radiolokacyjne myśliwców frontowych mają niższe parametry, są prostsze, ale za to lżejsze i niewielkie. Do myśliwców przechwytujących konstruowane były radiolokatory o cechach przeciwnych.

Oprócz przedstawionych wyżej seryjnych wersji MiG-15 powstało na jego podstawie także wiele samolotów eksperymentalnych. Był wśród nich myśliwsko-szturmowy MiG-15U (samolot SU) z działkami ruchomymi w płaszczyźnie pionowej. Innym samolotem tej klasy był ISz (istriebitiel-szturmowik), niosący pod każdym skrzydłem dużą belkę do podwieszania bomb i zasobników z niekierowanymi pociskami rakietowymi (samolot ten znajduje się dziś w Muzeum Techniki Lotniczej Sił Powietrznych ZSRR w Monino pod Moskwą).

Poszukując sposobów zwiększenia zasięgu MiG-15, szczególnie w celu wykonania zadania osłony bombowców strategicznych Tu-4, zespół Aleksandra Jakowlewa podjął w 1950 r. próby z MiG-15bis. Polegały one na podczepianiu samolotu w locie do liny wypuszczanej z Tu-4 i holowaniu go jak szybowiec, z wyłączonym silnikiem (przednia część MiG-15bis otrzymała specjalny zaczep). Mimo przetestowania systemu (nazwanego „Garpun") podczas prób państwowych, nie wprowadzono go do uzbrojenia. W locie na dużej wysokości z wyłączonym silnikiem, a co za tym idzie bez ogrzewania kabiny, temperatura spadała tak, że pilot nie mógł przebywać w niej przez dłuższy czas.

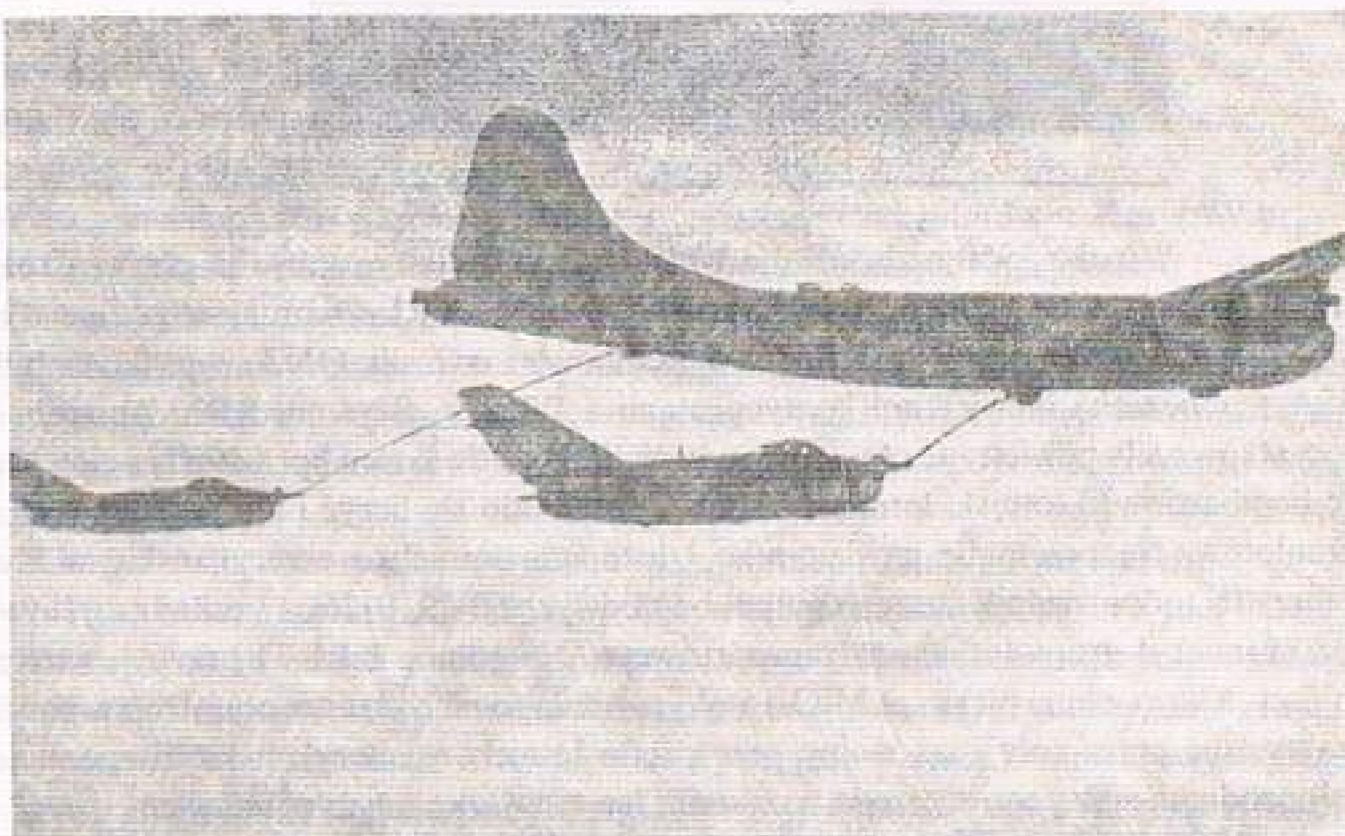
Innym sposobem zwiększenia zasięgu było zastosowanie uzupełniania paliwa w powietrzu. Zbudowano kilka egzemplarzy MiG-15 z sondą umieszczoną z przodu kadłuba po lewej stronie. Operację pobierania paliwa z latającej cysterny Tu-4 mogły prowadzić jednocześnie



SU



ISz



Uzupełnianie paliwa dwóch MiG-15 z samolotu-cysterny Tu-4

dwa MiG-15. Były to pierwsze w ZSRR udane próby uzupełniania paliwa w powietrzu przez samoloty myśliwskie. Na MiG-15 prowadzono również eksperymenty z użyciem dodatkowych silników rakietowych w celu zwiększenia prędkości lotu, prochowych rakiet startowych oraz starty ze specjalnej ruchomej wyrzutni.



MiG-15 w Korei

W roku 1950 nadszedł dla MiG-15 czas wielkiej próby. 25 czerwca rozpoczęła się wojna koreańska. Z jednej strony wystąpiły wojska KRL-D oraz, w późniejszym okresie, ochotnicy chińscy, z drugiej zaś Korea Południowa i tzw. siły ONZ (w praktyce była to armia USA wzmocniona niewielkimi kontyngentami z Wielkiej Brytanii, RPA, Australii i Kanady). Początkowo siły powietrzne obu stron były nieliczne, a do końca lipca 1950 r., głównie w rezultacie bombardowań lotnisk, lotnictwo KRL-D przestało się liczyć i miało jedynie 18 sprawnych samolotów. Na przełomie października i listopada lotnictwo amerykańskie w Korei liczyło 5 skrzydeł (odpowiednik naszego pułku) bombowych (B-29, B-26), 13 eskadr myśliwskich (F-51, F-80 i inne), 4 grupy lotnictwa transportowego. Na pomoc KRL-D przybyli wtedy ochotnicy chińscy, a wraz z nimi pierwsze MiG-15. Wyrównało to nieco szanse obu stron w powietrzu, choć praktycznie przez cały czas wojny przeważało lotnictwo amerykańskie dysponujące bardziej różnorodnym sprzętem, a przede wszystkim lepiej wyszkolonym personelem.

8 listopada 1950 r. po raz pierwszy w historii doszło do walki powietrznej między samolotami odrzutowymi. Jak pisze as lotnictwa angielskiego James E. Johnson w swojej książce o historii walk powietrznych[1], doszło tego dnia do spotkania czterech F-80C Shooting Star i siedmiu MiG-15. Najpierw MiG-i korzystając z przewagi prędkości oddaliły się, a następnie po wykonaniu zawrotu bojowego atakując od strony słońca zestrzeliły F-80. W następnych tygodniach przybywało do Korei coraz więcej MiG-15, które zdeklasowały dotychczas użytko-

[1] Johnson J. E.: *Full circle. The story of air fighting*. 1964, s. 261–272.

wane tam odrzutowce zachodnie (F-80, F-84, F-9F, F2H, G-41). Były bardzo niebezpieczne dla latających fortec B-29, które odtąd musiały latać z silną osłoną, a nawet zaprzestać nalotów dziennych. Sytuacja dla Amerykanów stawała się groźna. W połowie grudnia 1950 r. przerzucili oni na front pierwszą eskadrę najnowszych samolotów myśliwskich F-86A-5 Sabre. Były to w ciągu całej wojny koreańskiej jedyne samoloty amerykańskie zdolne konkurować z MiG-15 i, użytkowanymi od połowy 1951 r., MiG-15bis.

W zespole Mikojana i Guriewicza z uwagą śledzono rezultaty walk powietrznych w Korei. Przede wszystkim okazało się, że MiG-15 oraz F-86 są bardzo do siebie podobne w ogólnej koncepcji, a ich parametry taktyczno-techniczne są zdumiewająco bliskie, mimo że oba były przygotowywane w wielkiej tajemnicy. Ponownie podobieństwo celu projektowania spowodowało podobieństwo rezultatów. Były jednak pewne różnice. Przewagi MiG-15 nad F-86 to:

— większy pułap (wykorzystywano to często podczas lotów treningowych dla niedoświadczonych pilotów chińskich: latali oni w bezpiecznej strefie ponad pułapem F-86),
— większa prędkość maksymalna na wysokości ponad 8000 m,
— większa prędkość wznoszenia, manewrowość w pionie (manewr zaczepny) i przyśpieszenie,
— uzbrojenie o większej sile rażenia i donośności, ale o mniejszej szybkostrzelności (Sabre miał jedynie 6 km M-3 kal. 12,7 mm, z których do zestrzelenia MiG-15 trzeba było zużyć ponad 1000 pocisków; pod wpływem doświadczeń wojennych w wersji F-86F-2 zastosowano 3 działka kal. 20 mm, ale wprowadzono ją do walki dopiero pod koniec wojny koreańskiej),
— prostota i szybkość przygotowania do kolejnego lotu,
— żywotność i odporność konstrukcji na uszkodzenia.

Przewagi F-86 nad MiG-15 to:

— doskonalszy celownik APG-30 połączony z dalmierzem radiolokacyjnym,
— większa prędkość na małej wysokości,
— lepsza zwrotność w płaszczyźnie poziomej (manewr obronny).

Własności samolotów określały taktykę stosowaną przez pilotów w Korei. W przypadku MiG-15 wyrażała się ona zasadą: walczyć na dużej wysokości i stosując manewr pionowy, w przypadku F-86 — niżej i w walce kołowej.

Zespół Mikojana wprowadzał do konstrukcji MiG-15 zmiany w celu usunięcia niedostatków stwierdzonych w toku walk nad Koreą. Na przykład, gdy nadeszła informacja, że jest na MiG-15 miejsce, przy trafieniu w które pilot nie jest osłonięty — poprawiono konstrukcję fotela i opancerzenia kabiny.

MiG-15 był dla Amerykanów wielkim zaskoczeniem. Znali go już wcześniej, gdyż w latach 1949–1950 obserwatorzy amerykańscy widywali go nad Moskwą czy nad NRD. W prasie zachodniej tych lat można znaleźć krótkie notatki o nowym skośnoskrzydłym samolocie radzieckim, jednak nie wywołały one większego zainteresowania. Teraz Amerykanie zaczęli za wszelką cenę poszukiwać egzemplarza MiG-15, w celu przeprowadzenia kompleksowych prób oraz analizy konstrukcji. Pierwszą okazją było wyłowienie w lipcu 1951 r. z sześciometrowej głębokości przez okręt brytyjski wraku MiG-15 wczesnej serii produkcyjnej. Dostarczono go do Stanów Zjednoczonych, ale ponieważ był zniszczony, poszukiwania trwały nadal. Kolejna okazja trafiła się na duńskiej wyspie Bornholm, ale ku wielkiemu żalowi Amerykanów samolot MiG-15bis musiano szybko zwrócić. Wówczas to, jak się wyraził jeden z komentatorów, Amerykanie „zastosowali metody nowoczesnego businessu do działań wojennych”[1]. W ramach

---

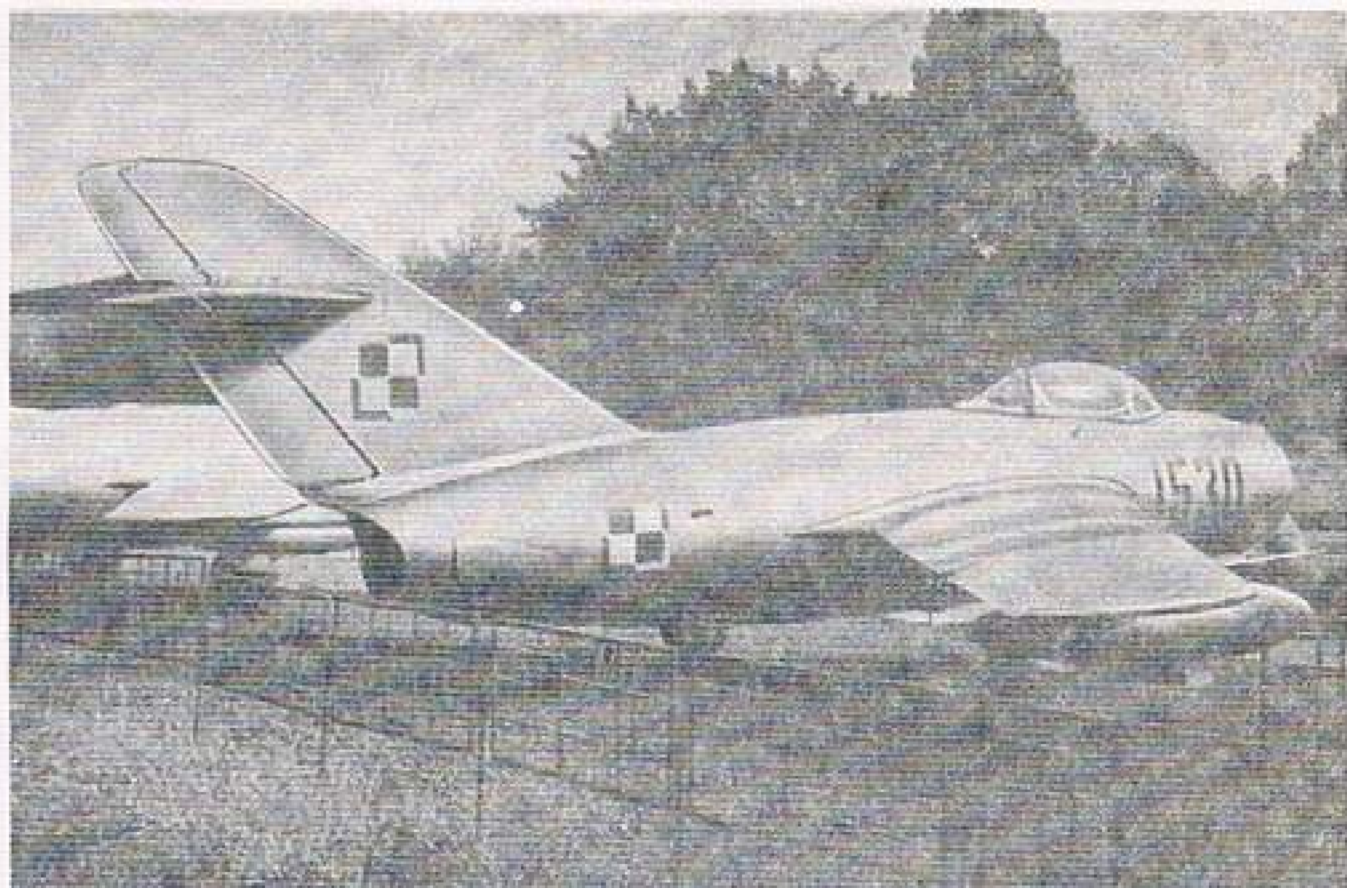
[1] *Flying Review International* 4/1965, s. 35.

przygotowanej akcji „Moolah" rozrzucili na terytorium KRL-D tysiące ulotek oferujących 100 000 dolarów pilotowi, który uprowadzi MiG-15 na lotnisko Kimpo w Korei Południowej. Samolot dezertera, który dwa miesiące później wylądował w Kimpo, natychmiast przewieziono do USA, jednak „sekretu" wysokiej wartości bojowej nie udało się znaleźć. MiG-15 nie był zbudowany ze specjalnych materiałów, nie miał cudownego paliwa ani żadnych innych niezwykłości. Był po prostu bardzo dobrze zaprojektowanym samolotem, o przemyślanej konstrukcji udanie łączącej w sobie najważniejsze własności pilotażowe, bojowe i eksploatacyjne. Do podobnego wniosku doszła grupa inżynierów firmy „Lockheed" delegowana do Korei.

Również druga strona interesowała się techniką przeciwnika. Jeden z pierwszych zestrzelonych F-86 spadł do morza blisko brzegu, jednak zanim dostali się do niego płetwonurkowie północnokoreańscy, amerykański okręt podwodny odciągnął go na głębię. Inny Sabre wylądował w wodzie i został wyciągnięty linami na plażę, a następnie podarowany ZSRR. W NII WWS w Moskwie zapoznali się z nim radzieccy konstruktorzy, specjaliści wojskowi i piloci.

Wojna koreańska zakończyła się 27 lipca 1953 r. Stany Zjednoczone straciły łącznie ok. 4000 samolotów, z czego 50% to straty bojowe. Największe straty w walkach powietrznych poniosły samoloty myśliwsko-bombowe, głównie typu F-80 Shooting Star i F-84 Thunderjet, a najmniejsze — superfortece B-29 (16 sztuk) i myśliwskie F-86 (78 sztuk). Straty KRL-D i ChRL nie są dokładnie znane, wiadomo jedynie, że w walkach powietrznych wyniosły one ok. 1000 samolotów, w tym ok. 800–850 MiG-15, reszta to samoloty tłokowe. Na Zachodzie szacuje się, że inne straty bojowe wyniosły 400 oraz straty niebojowe 1400 samolotów — łącznie ok. 2800 samolotów. Trzeba przy tym podkreślić, że własności sprzętu nie zostały przez pilotów chińskich w pełni wykorzystane, ze względu na słabe wyszkolenie. Piloci amerykańscy byli natomiast w większości weteranami II wojny światowej mającymi doświadczenie bojowe, stąd też tak zaskakująca, przy zbliżonych walorach sprzętu, proporcja strat F-86 i MiG-15.

Okres wojny koreańskiej to lata znacznego zaostrzenia sytuacji międzynarodowej. Znane są plany użycia przez Amerykanów broni atomowej przeciwko kilku miastom północnokoreańskim. W tych warunkach w państwach socjalistycznych musiano podjąć decyzje o przeznaczeniu znacznie większych niż dotychczas środków na unowocześnienie sił zbrojnych i przemysłu obronnego. W szczególności lotnictwo wielu państw otrzymało najnowocześniejsze wówczas MiG-15, w niektórych krajach ruszyła ich produkcja seryjna na podstawie licencji. Do Polski pierwsze egzemplarze MiG-15 przybyły latem 1951 r., a w rok później wystartował w Mielcu jego polski odpowiednik — Lim-1. Za sterami MiG-15bis polscy piloci usiedli w 1953 r. i znów rok później powstał polski Lim-2. Podobne były daty wprowadzenia MiG-15 do lotnictwa naszych południowych sąsiadów. W Czechosłowacji również rozpoczęto produkcję MiG-15 (pod nazwą S-102; S od: stihač), MiG-15bis (S-103) i UT MiG-15 (CS-102; C od: cvični). Zgodnie z potrzebami wojska, powstały w fabrykach i zakładach naprawczych Czechosłowacji dalsze modyfikacje. Dla wojsk obrony przeciwlotniczej zbudowano warianty MiG-15T oraz MiG-15bisT (T od: tahač), przeznaczone do holowania celów powietrznych. Pod kadłubem miały one bęben do nawijania liny holowniczej. Do prowadzenia rozpoznania fotograficznego opracowano MiG-15bisF (F od: foto), z lotniczym aparatem fotograficznym AFA-1M lub AFP-21KT pod przodem kadłuba. Była też w Czechosłowacji użytkowana własna wersja MiG-15bisR z trzema aparatami AFP-21KT, urządzeniem noktowizyjnym i zredukowanym uzbrojeniem (1 działko NR-23). Kilka egzemplarzy MiG-15bis oraz MiG-15UTI latało z urządzeniem do naprowadzania podczas lądowania PPZ-1, umieszczonym pod ostrołukową osłoną we wlocie powietrza. W roku 1958 zaczęto przebudowywać MiG-15 na samolot myśliwsko-bombowy MiG-15SB (od: stihaci-bombardovaci). Zachowując standardowe uzbrojenie artyleryjskie rozszerzono możliwości zabierania bomb i niekierowanych pocisków rakietowych. Pod skrzydłami MiG-15SB miał 6 punktów podwieszenia, służących



Lim-2 (fot. P. Butowski)

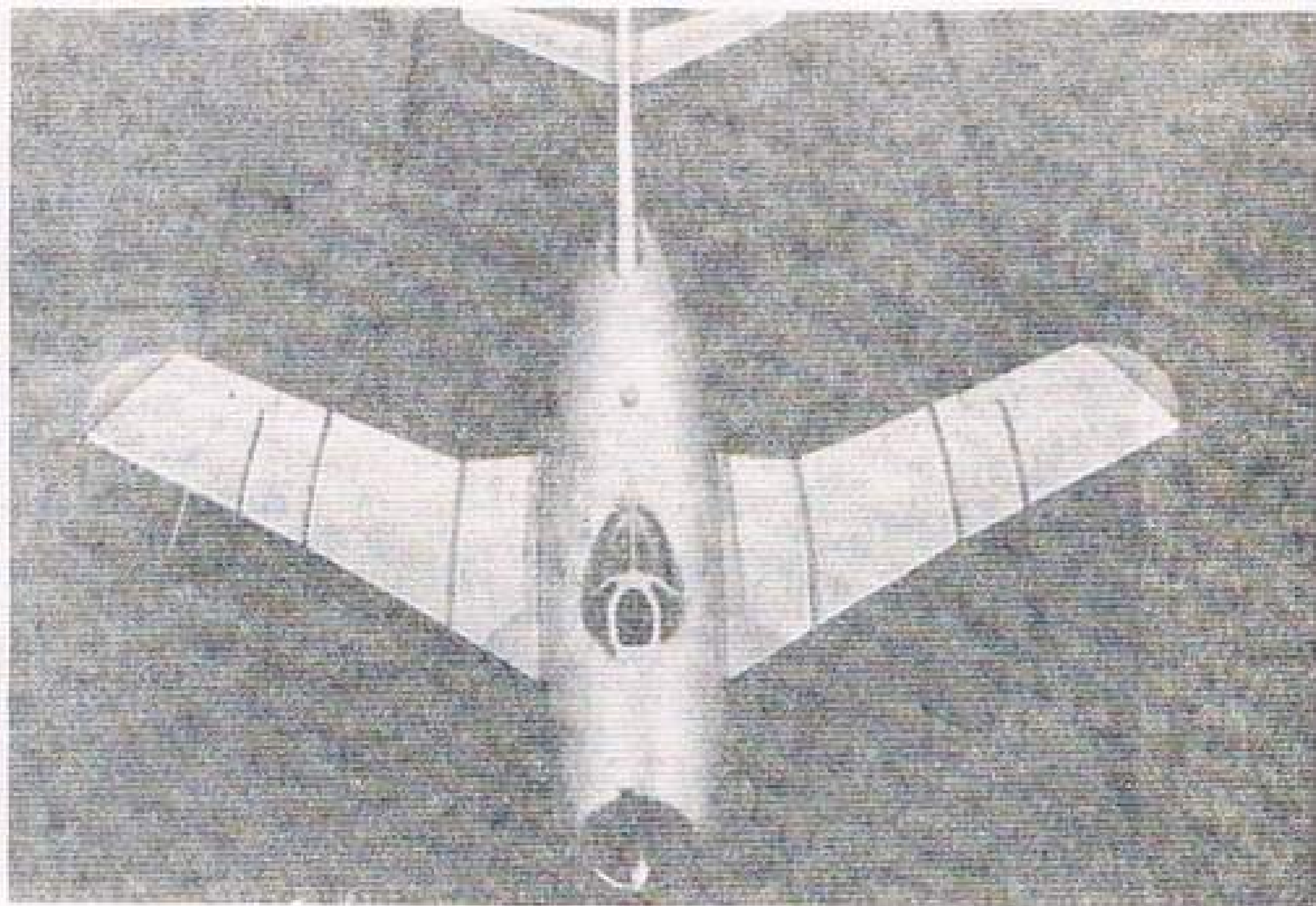
do przenoszenia 4 rakiet niekierowanych LR-130 (lotnicza raketa, kal. 130 mm) lub wyrzutni SR-55 oraz 2 zbiorników paliwa po 400 dm^3. Obok rakiet, na tych samych belkach można było umieścić 4 bomby zwykłe lub kasetowe o masie do 130 kg każda. Także zbiorniki paliwa można było zastąpić bombami OFAB-100M (od: oskołoczno-fugasnaja awiacjonnaja bomba). MiG-15SB zostały wyposażone w dwa startowe przyśpieszacze rakietowe SRP-1 oraz spadochron hamujący skracający dobieg po lądowaniu. 10 lat później, po 1968 roku, podobną przebudowę przeszły MiG-15bis. Nowe MiG-15bisSB nie miały jedynie przyśpieszaczy startowych i spadochronu hamującego. Unikalnym czechosłowackim wariantem jest zbudowany w 1959 r. UTIMiG-15P, będący przeróbką MiG-15UTI z radiolokatorem RP-5, pierścieniem wlotowym od MiG-17PF i przednimi wręgami kadłuba od MiG-19S.

Trzecim krajem budującym na licencji samoloty MiG-15 była ChRL. Nazywano je tam J-2 lub w wersji szkolno-treningowej JJ-2.

MiG-15 miał dla państw socjalistycznych duże znaczenie jako skuteczna osłona przed penetrującymi ich terytoria samolotami państw NATO. Nad Polskę nadlatywały one znad Bałtyku. W Czechosłowacji do pierwszego bojowego użycia MiG-15 doszło 10 marca 1953 r., gdy w przestrzeni powietrznej tego kraju wykryto dwa samoloty F-84 Thunderjet z amerykańskiej jednostki lotniczej stacjonującej w RFN. Przeciwko nim wyleciały dwa MiG-15, jeden F-84 został zestrzelony. Wielokrotnie miały miejsce przypadki zmuszania do lądowania obcych samolotów. MiG-15 zwalczały też innych intruzów: w latach pięćdziesiątych z terytorium RFN wypuszczono nad kraje socjalistyczne setki tysięcy balonów niosących ulotki propagandowe lub aparaturę szpiegowską. Większe balony były zestrzeliwane, mniejsze — niszczone skrzydłem.

Wkrótce też w samoloty MiG-15 wyposażono lotnictwo pozostałych państw socjalistycznych oraz Indonezji, Syrii, Egiptu i in.

Rok 1949 był niezwykle pracowity dla zespołu Mikojana i Guriewicza. Powstały dwie ważne wersje rozwojowe MiG-15 (bis i UTI), rozpoczął się program SP dotyczący stacji



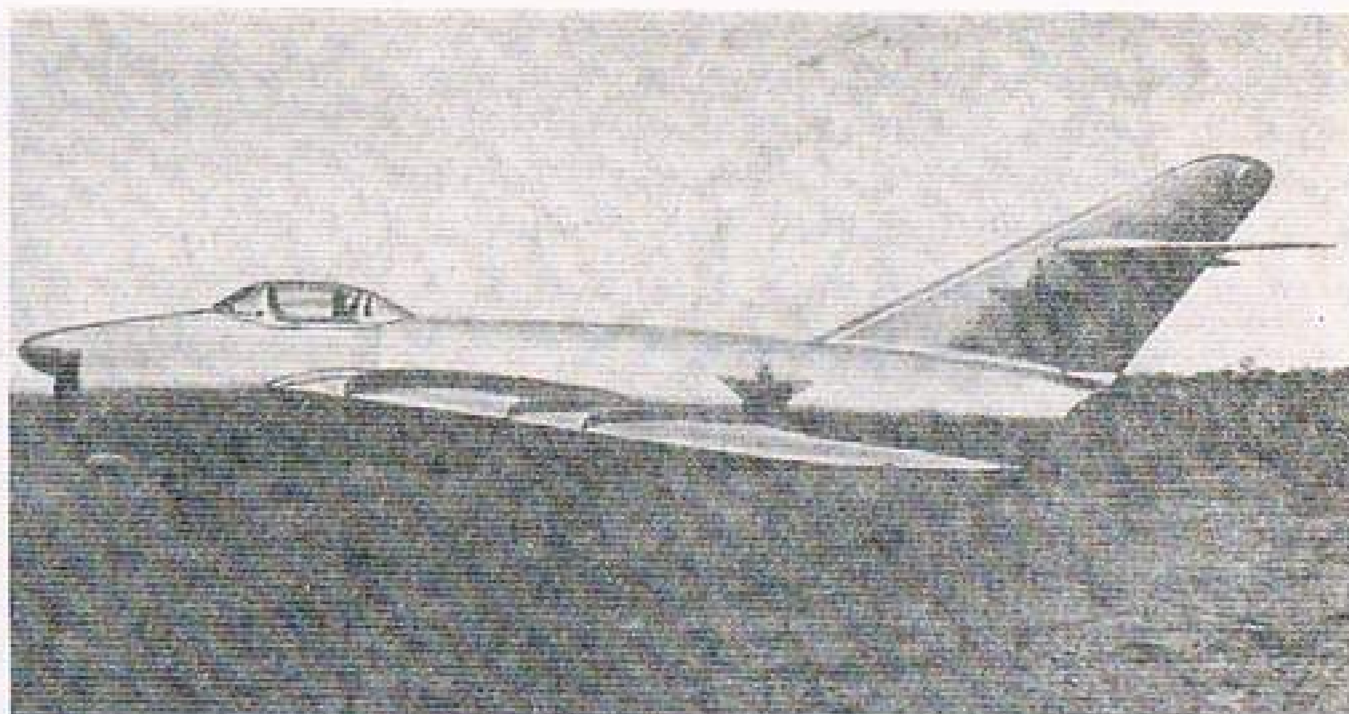
SI-2

radiolokacyjnych, wystartował pierwszy prototyp ciężkiego myśliwca przechwytującego I-320, MiG-i osiągnęły prędkość dźwięku. Kończy tę długą listę przedsięwzięć budowa nowego samolotu myśliwskiego, w przyszłości znanego pod nazwą MiG-17.

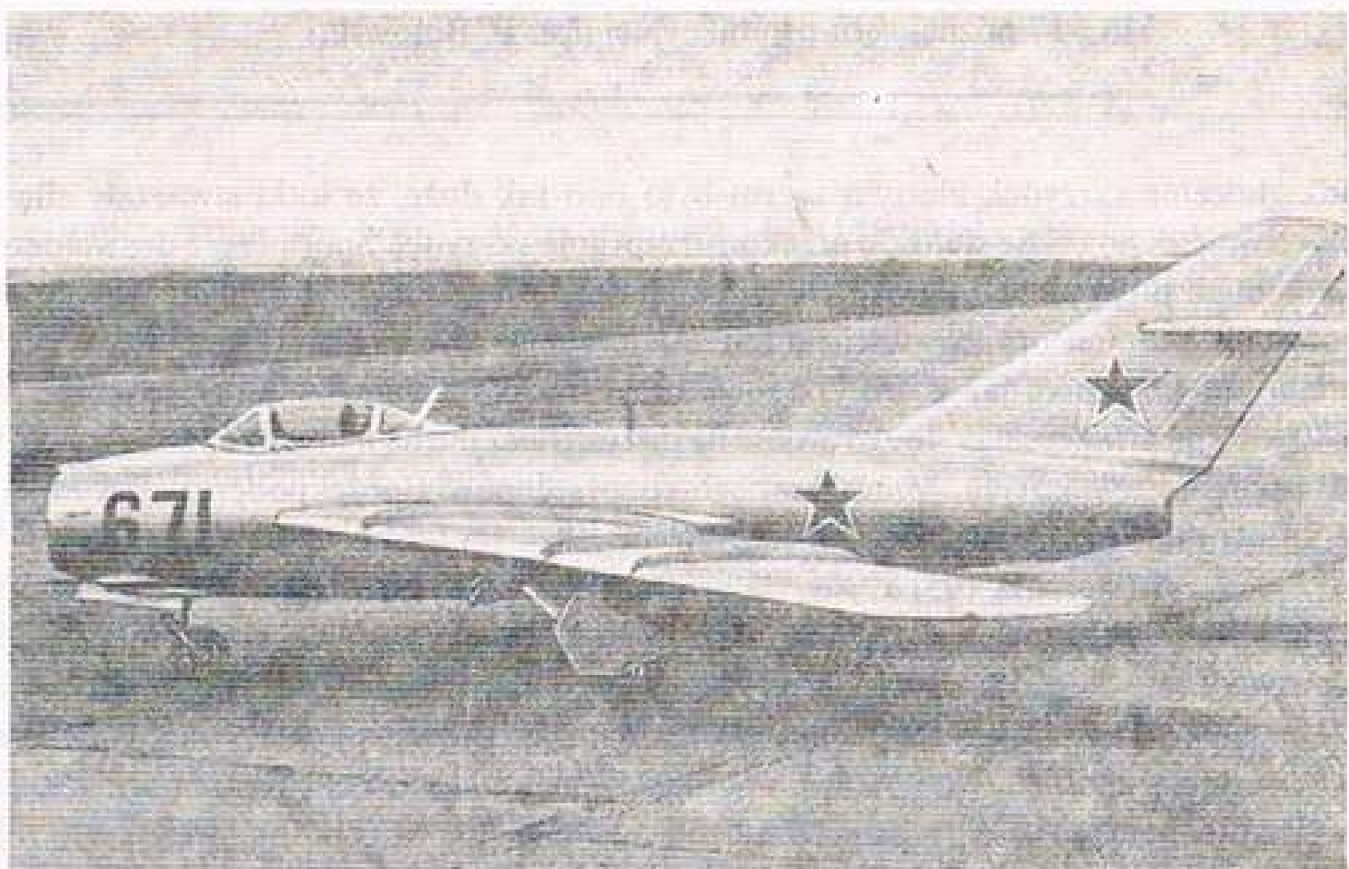
Samolot SI (nazywany także I-330) zbudowano po to, by uzyskać poprawę charakterystyk MiG-15bis przy dużych prędkościach poddźwiękowych, pozostawiając bez zmian to, co się na nim sprawdziło. Na podstawie licznych badań w tunelu aerodynamicznym oraz prób w locie m.in. na MiG-15 LŁ wprowadzono w nowej konstrukcji kilka zmian, z których najważniejszą było użycie skrzydła o zmiennym skosie wzdłuż krawędzi (tzw. skrzydło sierpowe). W części przykadłubowej otrzymało ono skos 45°, dalej 42°. Na skrzydłach zastosowano po trzy prowadnice aerodynamiczne, zamiast dwóch w MiG-15.

Pierwsze dwa prototypy oznaczone SI-1 oraz SI-2 ukończono w grudniu 1949 r. SI-1 przekazano do prób naziemnych (statycznych). Do doświadczeń w locie na egzemplarzu SI-2 (nazywanym też MiG-15bis45°) przystąpił 1 lutego 1950 r. Iwan Iwaszczenko. W trakcie prób osiągnął prędkość 1114 km/h w locie poziomym na wysokości 2200 m oraz 1152 km/h ($M = 1.03$) w locie ze zniżeniem. W marcu 1950 r. SI-2 po locie nurkowym z wysokości 5000 m uderzył w ziemię, żłobiąc głęboki lej. Katastrofa nastąpiła tak nagle, że Iwaszczenko, niezwykle doświadczony pilot, nie zdołał przekazać przez radio żadnej informacji. Nie udało się jednoznacznie określić przyczyny katastrofy, odpowiedź mogły dać jedynie dalsze loty.

Trzecim prototypem nowego samolotu był budowany jednocześnie z SI-2 samolot przechwytujący SP-2 (drugi z tą nazwą). Gdy został oblatany przez Siedowa w marcu 1950 r., nie była jeszcze zamontowana na nim stacja radiolokacyjna „Korszun", choć samolot był do tego przygotowany (np. miał osłonę anteny radaru nad chwytem powietrza). Do oblatania SP-2 przygotowywał się Grigorij Siedow. Przede wszystkim trenował odruchowe reakcje na nagłe sytuacje w locie, w szczególności natychmiastowe zmniejszanie prędkości i przechodzenie do lotu

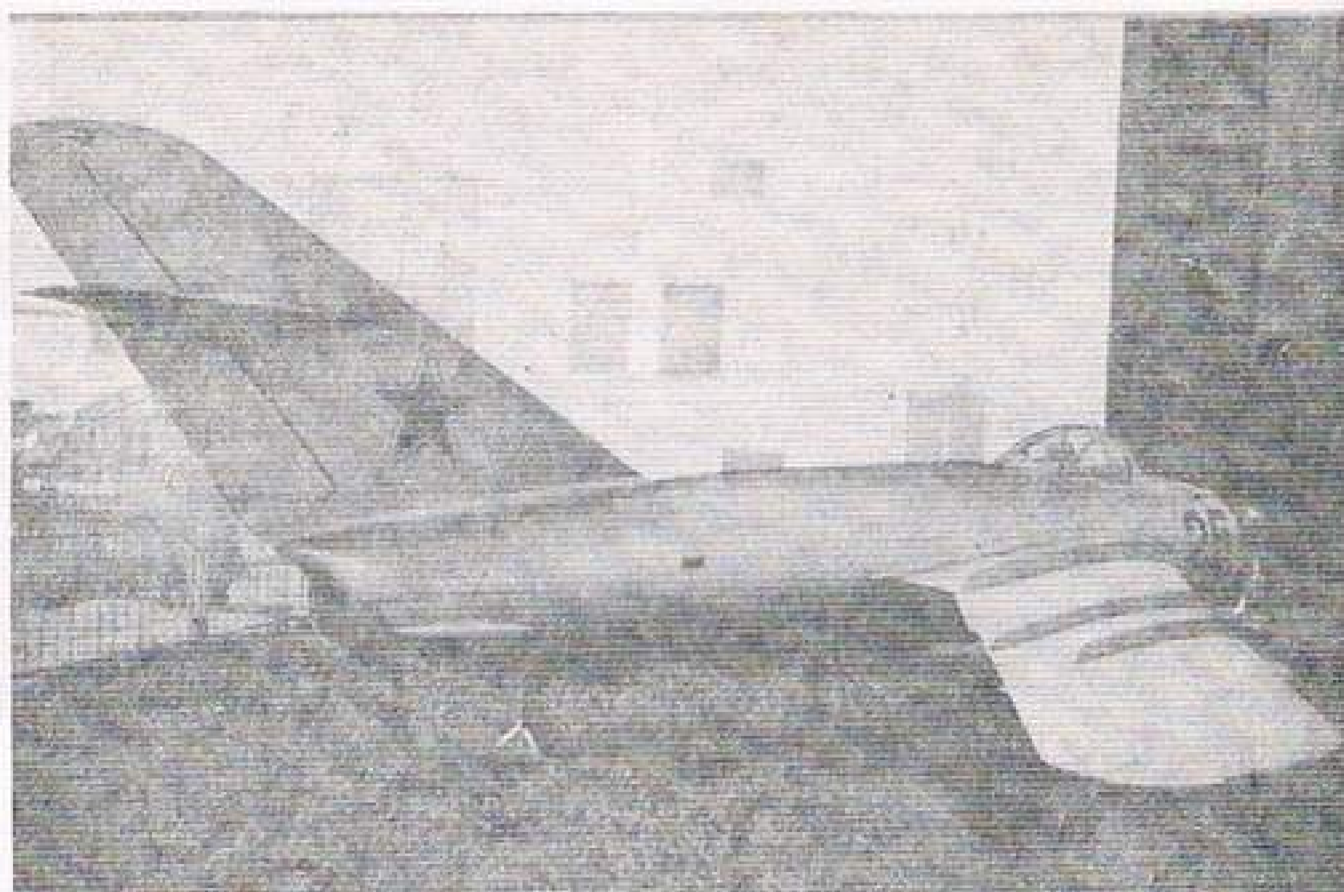


SP-2



SI-02

wznoszącego po niespodziewanej awarii. Gdy decydują ułamki sekund, niezbędne jest szybkie działanie, niemal bez udziału świadomości. Umiejętność ta przydała się już w jednym z pierwszych lotów na SP-2. Po niespodziewanym wstrząsie Siedow zareagował błyskawicznie, a po lądowaniu okazało się, że ze sterów zostały jedynie fragmenty. Siedow przywiózł z tego lotu zapisy urządzeń pomiarowych pozwalające na przeanalizowanie przyczyny awarii, a okazał się nią krótkotrwały, jednosekundowy flatter usterzenia. Inną z trudności było odwrotne działanie lotek: przy dużej prędkości dała o sobie znać niewystarczająca sztywność skrzydeł. Zawsze w locie następuje



MiG-17 późnej serii produkcyjnej (fot. P. Butowski)

odkształcenie skrzydeł, ale tym razem było ono tak duże, że lotki stwarzały siłę skierowaną przeciwnie. Konieczne stało się przekonstruowanie skrzydeł. Sporą część doświadczeń z nowym samolotem prowadzono na drugim egzemplarzu serii próbnej, SI-02 (pierwszy, SI-01, oblatano później). W opinii opracowanej po ich zakończeniu 20 czerwca 1951 r. stwierdzono, że przy takim samym silniku jak na MiG-15bis, dzięki udoskonaleniu kształtu prędkość zwiększyła się o 40–50 km/h, polepszyła się zwrotność na dużych (lecz nie na małych) wysokościach, większa jest też prędkość wznoszenia. Mimo pewnego pogorszenia własności podczas startu i lądowania, SI mógł w praktyce startować z tych samych lotnisk.

W sierpniu 1951 r. ruszyła produkcja seryjna, a następnie masowa, samolotu SI pod nazwą MiG-17. W jej trakcie dokonano w konstrukcji MiG-17 wielu zmian, między innymi wprowadzając nowe hamulce aerodynamiczne o powierzchni 0,88 m^2 (poprzednio były one takie same jak w MiG-15bis, mniej skuteczne) oraz wąską powierzchnię ustateczniającą pod tylną częścią kadłuba. W kolejnych seriach wprowadzono bezzwrotne wzmacniacze BU-1M w usterzeniu wysokości, lepsze hamulce podwozia itp. MiG-17 w swej pierwszej wersji był przeznaczony do działań przy dobrej pogodzie, jako samolot myśliwsko-szturmowy do bezpośredniego wsparcia wojsk lądowych oraz jako myśliwiec towarzyszący. Od wyjściowego modelu MiG-17 z silnikiem WK-1 nieznacznie różniły się modyfikacje MiG-17A (z silnikiem WK-1A) i MiG-17SA (z nieco innym wyposażeniem).

Nową doskonalszą konstrukcję MiG-17 wykorzystano w prowadzonych nadal pracach w ramach programu SP, czyli budowy samolotu myśliwskiego wyposażonego w stację radiolokacyjną. Prowadzono próby SP-2 z radarem „Korszun", a w 1951 r. powstał SP-7 z radarem RP-1 „Izumrud". Zbudowano serię samolotów SP-7 oznaczonych w wojsku MiG-17P (od: poiskowyj). W porównaniu z MiG-17 miały one przebudowany przód kadłuba, w którym umieszczono radiolokator, oraz wydłużoną do przodu osłonę kabiny (aby zmieścić tam ekran stacji). W celu zachowania wyrównoważenia samolotu trzeba było zredukować uzbrojenie:



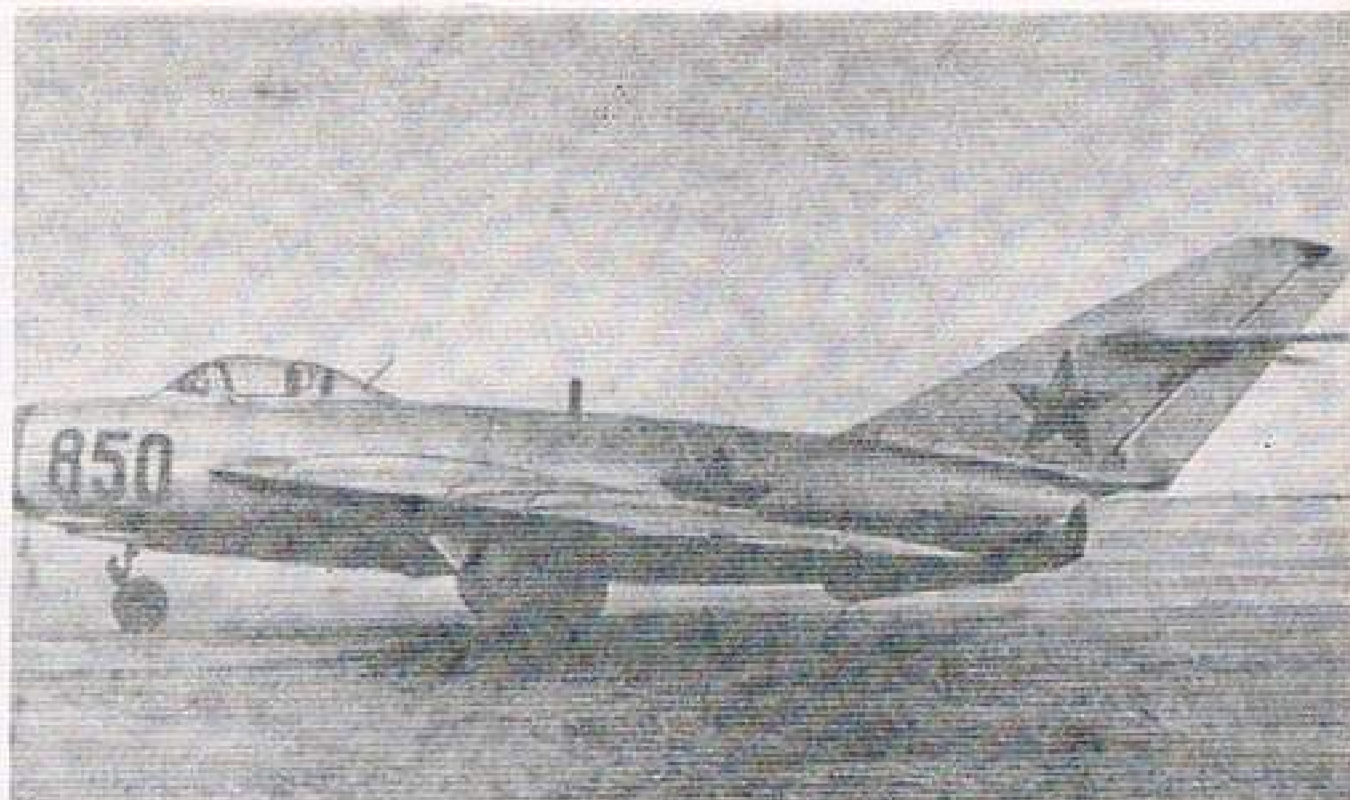
SP-7

działko N-37 zastąpiono lżejszym, NR-23. Masa startowa MiG-17P zwiększyła się o ok. 200 kg, a zmniejszyły się osiągi, jednak dzięki wyposażeniu w radar możliwości zastosowania samolotu i jego wartość bojowa zwiększyły się.

W 1952 r. poprzez wyposażenie silnika WK-1 w dopalacz powstał WK-1F (od: forsirowannyj), o maksymalnym ciągu 33,1 kN. Wykorzystano przy tym fakt, że w gazach wylotowych silnika turboodrzutowego znajduje się jeszcze pewna ilość tlenu. Do przedłużonej dyszy wtryskiwano paliwo, po którego spaleniu następował znaczny przyrost ciągu, zależny wprost proporcjonalnie od prędkości lotu. Wadą dopalacza jest znaczne zużycie paliwa. Po umieszczeniu silnika WK-1F na MiG-17 powstał samolot oznaczony SF, który wykorzystano do badań stateczności i sterowności w locie z prędkością naddźwiękową. Piotr Kazmin nurkując z wysokości 14 000 m na wysokościach 9000–11 000 osiągał na SF prędkość rzeczywistą 1230–1250 km/h (prędkość przyrządowa 1340–1350 km/h, liczba Macha $M = 1,14$ do $M = 1,18$). W dokumentach kończących próby znaleźć można stwierdzenie pilota:

„Samolot podczas lotu w zakresie dużych liczb Macha upodabnia się do twardej sprężyny, którą trudno odgiąć w jakąś stronę (...). Do wykonania manewru przy prędkości naddźwiękowej niezbędne jest zastosowanie dodatkowych środków w systemie sterowania”.[1] W prowadzonych jednocześnie przez Grigorija Siedowa i Konstantina Kokkinaki próbach państwowych samolotu SF okazało się, że dopalacz umożliwił uzyskanie znacznie większego pułapu oraz większej prędkości wznoszenia, szczególnie na dużej wysokości. Natomiast przyrost prędkości maksymalnej okazał się mniejszy od spodziewanego. Dobre własności spowodowały, że wiosną 1953 r. rozpoczęto masową produkcję samolotu SF, dając mu oznaczenie wojskowe MiG-17F. 20 czerwca 1953 r. odbyła się doroczna defilada lotnicza w Tuszyno pod Moskwą,

[1] Szelest J.: *Leczu za miecztoj*. Moskwa 1973, s. 265.



SF

w trakcie której zademonstrowano przelot eskadry MiG-17F. W wyglądzie zewnętrznym MiG-17F różni się od swego poprzednika głównie tylną częścią kadłuba, nieco pogrubioną i mającą inne zakończenie. Nowy kształt nadano hamulcom aerodynamicznym. Wewnątrz unowocześniono wyposażenie radiotechniczne i nieco zmieniono system paliwowy. W późniejszej fazie produkcji MiG-17F wprowadzono dalsze zmiany, m.in. zastosowano radiodalmierz SRD-1M (samolotnyj radiodalnomier), ulepszono fotel wyrzucany, zmieniono konstrukcję podwozia przedniego. MiG-17F był najpopularniejszą wersją MiG-17, a jednocześnie jednym z najbardziej rozpowszechnionych samolotów świata.

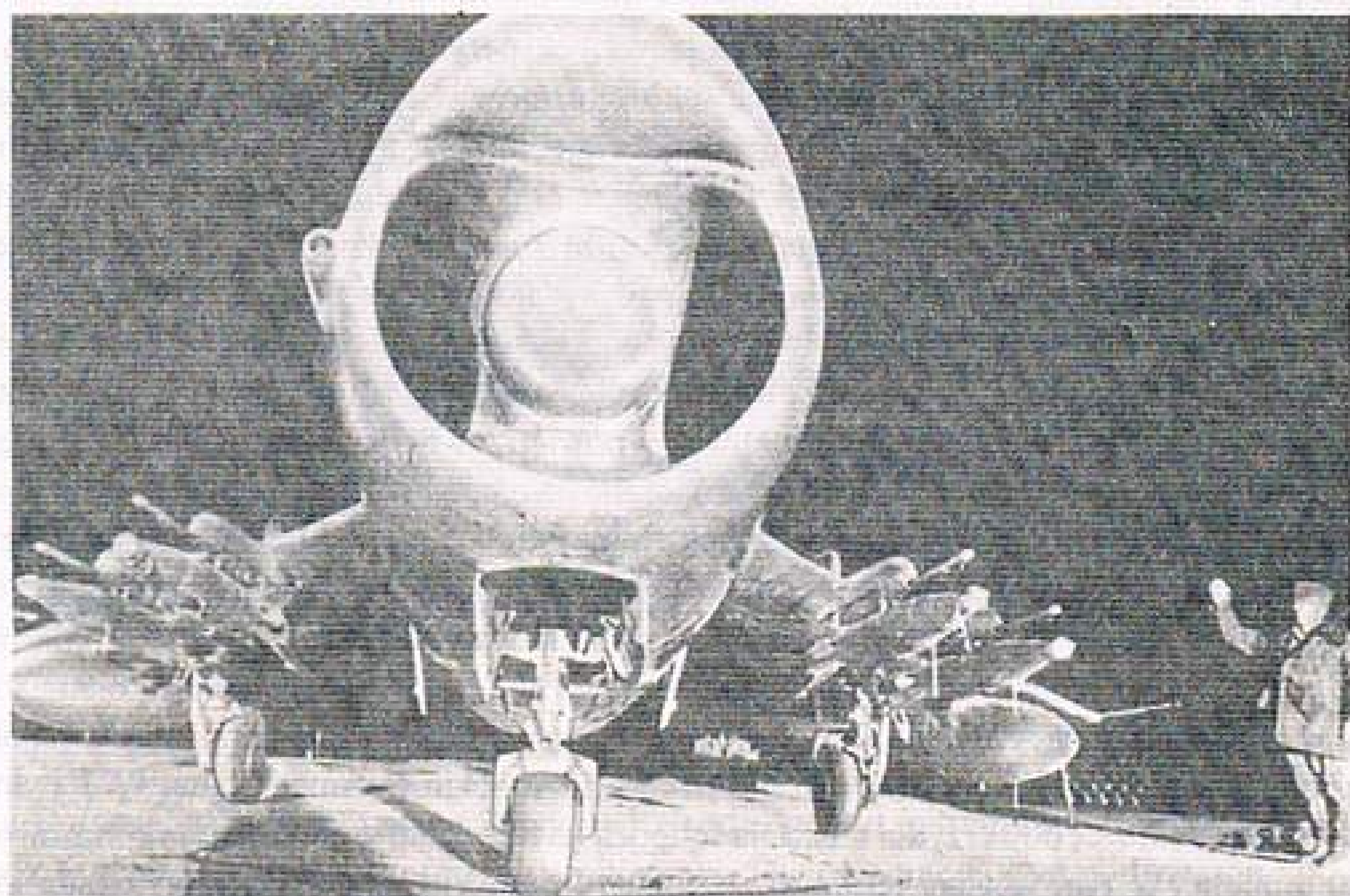
Z połączenia wersji MiG-17F oraz MiG-17P powstał MiG-17PF (inaczej SP-7F), myśliwiec ze stacją radiolokacyjną „Izumrud" i silnikiem WK-1F, również produkowany seryjnie. Radar zapewniał wykrycie celu w odległości do 12 km oraz celowanie z trzech działek NR-23 na odległość do 2 km. Począwszy od 25 samolotu szóstej serii produkcyjnej MiG-17PF otrzymał nowszy wariant radaru „Izumrud" — RP-5.

Pod koniec lat czterdziestych rozwój elektroniki osiągnął stadium, w którym możliwe stało się skonstruowanie do samolotu całkowicie nowego uzbrojenia — kierowanych pocisków rakietowych. Urządzenia elektrotechniczne stały się tak małe, że układ zdalnego sterowania mieścił się w niewielkiej rakiecie, radary zaś umożliwiły celowanie na duże odległości, porównywalne z zasięgiem lotu rakiety. Z drugiej strony wzrost parametrów samolotów, głównie prędkości i odporności na siłę ognia, wywołał potrzebę opracowania nowego uzbrojenia. Tak więc rakiety kierowane stały się i konieczne, i możliwe do skonstruowania. Pierwsze rakiety kierowane powietrze-powietrze, naprowadzane za pomocą komend przekazywanych przewodowo z samolotu-nosiciela, opracowali Niemcy w końcowym okresie wojny. Ta koncepcja okazała się jednak bardzo niewygodna i nie była później stosowana. Pierwszym kierowanym pociskiem rakietowym powietrze-powietrze wprowadzonym do uzbrojenia na Zachodzie był amerykański „Falcon" z roku 1954.

Zbudowanie rakiet lotniczych nie było zadaniem prostym. Należało opracować systemy naprowadzania działające przy odległościach co najmniej kilku kilometrów. Celowanie

utrudniał fakt, że samolot porusza się, manewruje, podlega drganiom. Pierwsze doświadczalne pociski rakietowe obserwowane przez Mikojana podczas próbnych strzelań na poligonach niezbyt mu się podobały. W samolocie wszystko ma swoje miejsce, musi być proporcjonalne do całości, a konstruktorzy uzbrojenia mieli spore kłopoty ze zmniejszeniem rozmiarów i masy pocisku. Odstraszała także konieczność zewnętrznego podwieszania rakiet; dotychczas uzbrojenie chowane było wewnątrz konstrukcji. Postęp w tej dziedzinie następował jednak szybko i na początku lat pięćdziesiątych w ZSRR przystąpiono do wytworzenia nie eksperymentalnych, lecz bojowych rakiet klasy powietrze-powietrze. Jednym z podstawowych zagadnień było opracowanie techniki ich naprowadzania. W Związku Radzieckim rozpoczęto od badań metody wiązki prowadzącej: odpalona rakieta leci w wiązce fal elektromagnetycznych pochodzącej z radaru samolotu śledzącego cel. Antena odbierająca promieniowanie znajduje się w tylnej części rakiety. Sygnał z niej przechodzi przez aparaturę wypracowującą komendy przekazywane na stery pocisku. Wadą tej metody jest zmniejszanie się dokładności w miarę zwiększania się odległości celu, spowodowane stożkowym kształtem wiązki prowadzącej. Znacznie lepsze rezultaty dało naprowadzanie pocisków komendami radiowymi. Taką metodę zastosowano w pierwszym radzieckim kierowanym pocisku rakietowym klasy powietrze-powietrze, jaki wprowadzono do uzbrojenia. Był to K-5, konstrukcji młodego wówczas specjalisty, dziś kierującego zespołem budującym nowoczesne kompleksy uzbrojenia rakietowego. W roku 1953 zbudowano niewielką serię samolotów MiG-17PM (w literaturze nazywanych czasem MiG-17PFU, oznaczenie fabryczne SP-9), które zamiast uzbrojenia artyleryjskiego miały 4 rakiety K-5.

MiG-17 wciąż modyfikowano i przystosowywano do różnorodnych zadań. Wariantem z 1952 roku był rozpoznawczy SR-2, z nowym silnikiem WK-5F o ciągu z dopalaniem 37,8 kN. Dzięki temu samolot mógł się wznosić na wysokość 16 800 m, a tym samym bezpiecznie



MiG-17PM



SR-2

prowadzić fotografowanie. SR-2 miał przekonstruowany kadłub, a w nim dwa aparaty fotograficzne do zdjęć pionowych i ukośnych. Dalsze drobniejsze zmiany to inna osłona kabiny pilota oraz większe hamulce aerodynamiczne. Samolot SR-2 nie był produkowany seryjnie.

Jednym z bardziej interesujących eksperymentów realizowanych na podstawie MiG-17 w roku 1953 był samolot myśliwsko-szturmowy SN, niosący w przedniej części kadłuba 2 działka TKB-495 kal. 23 mm, poruszające się w płaszczyźnie pionowej w zakresie $\pm 40°$. Wiązano z tym duże nadzieje na skuteczniejsze atakowanie celów naziemnych, jednakże przy tych prędkościach lotu (SN osiągał 1033 km/h) ruchome działka sprawiały więcej trudności z celowaniem niż korzyści. Charakterystyczną cechą konstrukcji samolotu SN było, wymuszone przez układ uzbrojenia, zastąpienie czołowego chwytu powietrza przez dwa boczne.

Przedłużeniem prac prowadzonych jeszcze na MiG-15 były eksperymenty z MiG-17 przystosowanym do uzupełniania paliwa w powietrzu. Również w pojedynczym egzemplarzu pozostał samolot doświadczalny SI-10 ze slotami na niemal całej rozpiętości skrzydeł oraz nowym rodzajem usterzenia. Po latach wyeksploatowane MiG-17 stosowano jako zdalnie kierowane cele latające dla rakiet przeciwlotniczych. Było kilka wariantów rozmieszczenia służącej do tego celu aparatury, m.in. pod kadłubem oraz na szczycie lub u podstawy statecznika pionowego.

Na podstawie MiG-15 oraz MiG-17 zbudowano w OKB Mikojana i Guriewicza samonaprowadzający się samolot-pocisk na potrzeby marynarki wojennej. Loty na pilotowanym prototypie pocisku KS wykonywali F. Burcew, S. Anochin, S. Amet-Chan i W. Pawłow. Samolot po odczepieniu się od skrzydła nosiciela schodził na niewielką wysokość i wykonywał lot z pomocą autopilota. W tym właśnie leżała największa trudność prób: nie jest przyjemnie lecieć z dużą prędkością tuż nad ziemią nie sterując samolotem. Oczywiście pilot mógł w dowolnym momencie przejąć sterowanie, lecz cel prób leżał właśnie w testowaniu urządzeń automatycznych. Jednocześnie lot wymagał nieustannego napięcia: sekunda nieuwagi w razie awarii autopilota

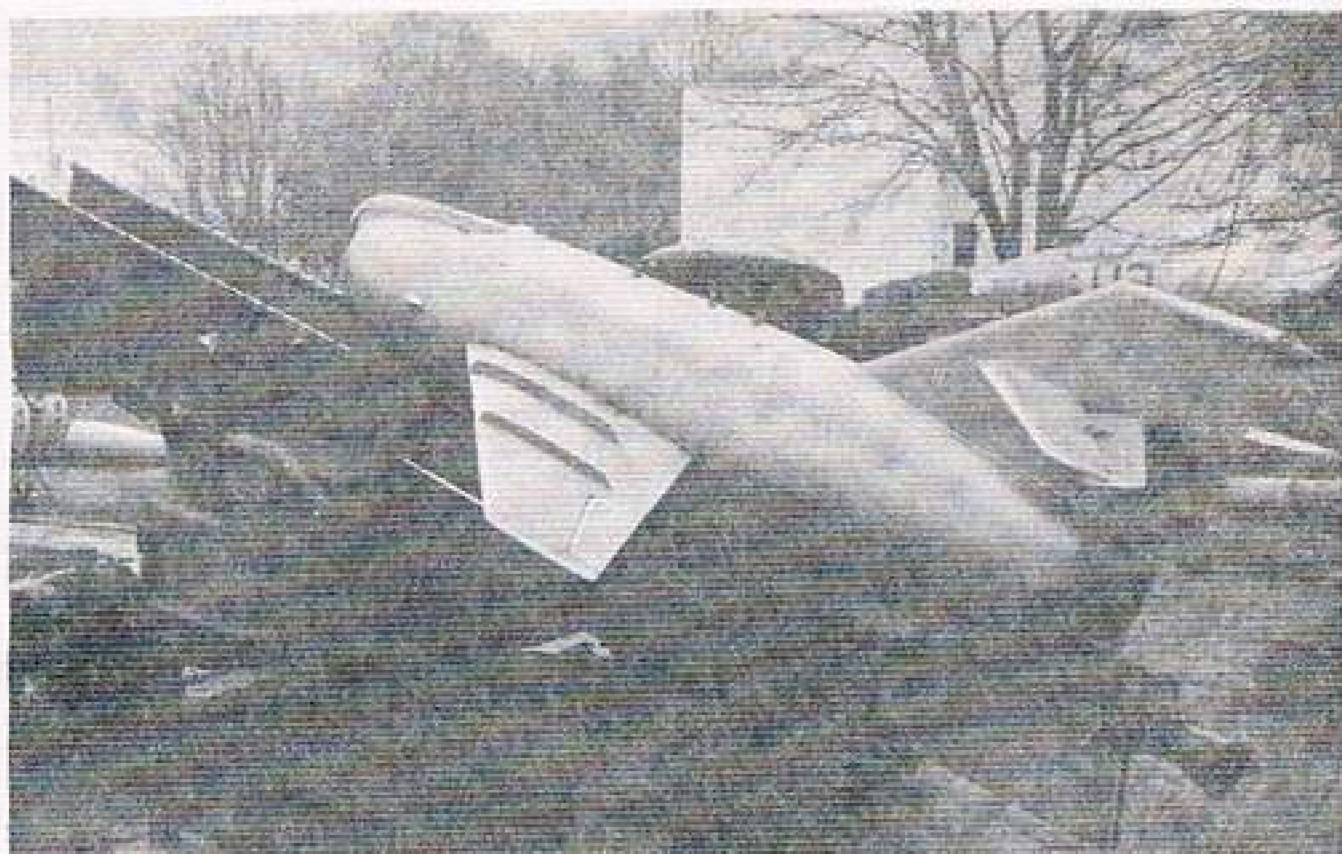


SN



SI-10

prowadziła do katastrofy. Po wielu próbach pocisk KS (od: kryłatyj snariad) został wprowadzony do uzbrojenia w dwóch wersjach: lotniczej i naziemnej. Dwa KS mogą być podwieszane pod skrzydłem nosiciela rakiet Tu-16 w wariancie budowanym dla lotnictwa marynarki wojennej. Naziemny wariant pocisku (nazywany „Sopka") jest uzbrojeniem jednostek rakietowych obrony wybrzeża. Wystrzeliwany jest z wyrzutni kołowej z użyciem dodatkowego przyśpieszacza



Samolot-pocisk „Sopka" (fot. P. Butowski)

rakietowego. „Sopka" w wariancie naziemnym weszła także do uzbrojenia Wojska Polskiego i armii innych państw. Przybliżone dane pocisku to: długość 8,2 m, rozpiętość 4,8 m, prędkość 1200 km/h. Silnikiem marszowym jest RD-500.

MiG-17 był produkowany przez radziecki przemysł lotniczy w liczbie wielu tysięcy sztuk do roku 1958, a użytkowany jest do dzisiaj w licznych krajach świata. Lotnictwo państw socjalistycznych ma MiG-17 od połowy lat pięćdziesiątych, nieco później otrzymały je liczne państwa Trzeciego Świata. W Polsce i ChRL budowano MiG-17 na podstawie licencji. Lotnictwo polskie otrzymało pierwsze egzemplarze MiG-17F pod koniec 1955 r., a jesienią następnego roku oblatano licencyjny Lim-5. Od 1959 r. produkowano także MiG-17PF (Lim-5P). Opracowane w Polsce wersje rozwojowe to rozpoznawcze Lim-5R, Lim-6R i Lim-6MR oraz myśliwsko-szturmowe Lim-5M, Lim-6, Lim-6bis oraz Lim-6M. Pierwszy chiński MiG-17F zmontowano z części dostarczonych z ZSRR we wrześniu 1956 r., a pół roku później zakłady w Szenjang opuścił całkowicie tam zbudowany J-4. Oznaczenie chińskiej wersji MiG-17PF to J-5. Na przełomie lat sześćdziesiątych i siedemdziesiątych wytworzono w Chinach oryginalny samolot szkolno-bojowy JJ-5, powstały jako połączenie konstrukcji J-5 z dwumiejscową kabiną starszego JJ-2 (MiG-15UTI). Jest to jedyny dwumiejscowy wariant MiG-17, użytkowany oprócz ChRL także w Pakistanie (oznaczenie eksportowe: FT-5).

Pierwszym konfliktem zbrojnym, w którym uczestniczył MiG-17, była obrona Egiptu przed agresją izraelsko-brytyjsko-francuską pod koniec 1956 r. Egipt otrzymał MiG-i na krótko przed wybuchem walk (piloci i obsługa nie zostali jeszcze przeszkoleni), jednak bombowce brytyjskiego RAF-u z obawy przed MiG-15bis oraz MiG-17 działały jedynie pod osłoną nocy. Walki powietrzne były w tej wojnie rzadkością.

MiG-15 oraz MiG-17 lotnictwa Chin Ludowych walczyły latem 1958 r. przeciw F-86F Sabre Chin kuomintangowskich. Ostatniego dnia walk, 24 września 1958 r., doszło do pierwszego w historii bojowego użycia rakiet kierowanych powietrze-powietrze „Sidewinder"

(produkcji amerykańskiej). Jeden z pocisków nie wybuchając utkwił w kadłubie MiG-17, który wrócił bezpiecznie na swoje lotnisko.

Inne epizody z zastosowania bojowego MiG-15 oraz MiG-17 to walki w Jemenie (marzec 1963 r.) z brytyjskimi Hunterami FGA Mk.9 oraz na granicy syryjsko-izraelskiej ze znacznie nowocześniejszymi Mirage III-CJ (sierpień 1963 r.). W czasie wojny domowej w Indonezji (1965 r.) przeciwko celom naziemnym działały MiG-17 w polskiej wersji myśliwsko-szturmowej Lim-6bis.

Największą sławę zdobyły MiG-17 w obronie przestrzeni powietrznej DRW. W lutym 1964 r. zorganizowano pierwszy pułk lotnictwa myśliwskiego Wietnamskiej Armii Ludowej, uzbrojony w samoloty MiG-15bis oraz MiG-17F, a 3 kwietnia 1965 r. jego piloci wykonali pierwsze loty bojowe. Zakończyły się one sukcesem, por. Pham Ngoc Lan zestrzelił A-4 Skyhawka. Następnego dnia cztery MiG-17F zaskoczyły lecące nad prowincją Thanh Hoa osiem F-105D Thunderchief i ogniem z działek z bliskiej odległości zestrzeliły dwa z nich bez strat własnych. Odtąd 4 kwietnia jest dniem lotnictwa wietnamskiego. Później MiG-17 atakowały znajdujące się w Zatoce Tonkińskiej okręty 7 Floty USA i uszkodziły jeden niszczyciel. W 1966 r. ciężar walk powietrznych z amerykańskimi agresorami przejęły nowocześniejsze samoloty naddźwiękowe MiG-19S oraz nieco później MiG-21PF. Na przełomie lat sześćdziesiątych i siedemdziesiątych do uzbrojenia lotnictwo DRW otrzymało MiG-21 nowszych wersji. Łącznie MiG-i zestrzeliły ok. 100 samolotów USA (według danych amerykańskich). Nie jest to wiele w porównaniu z liczbą 1089 samolotów straconych łącznie przez Amerykanów nad DRW (ok. 150 zestrzeliły rakiety przeciwlotnicze, ok. 800 — artyleria lufowa), ale zasadą obrony DRW było użycie przede wszystkim środków naziemnych, samoloty myśliwskie działały selektywnie do obrony pojedynczych obiektów. Straty własne DRW wyniosły 180 samolotów (według danych amerykańskich). Zaletami samolotów MiG-17F, jakie uwidoczniły się w Wietnamie w walce ze znacznie szybszymi i cięższymi samolotami przeciwnika, były: doskonała zwrotność (niektórzy piloci amerykańscy, a do wykonywania nalotów na DRW wyznaczono najbardziej doświadczonych, mówili nawet, że bardziej boją się spotkania ze zwrotnym MiG-17 niż z szybkim MiG-21), bardzo skuteczne uzbrojenie artyleryjskie oraz zdolność do działania z improwizowanych lądowisk. Amerykanom przyszło płacić za fałszywe twierdzenie, że zwrotność, sterowność i przyśpieszenia samolotu mają mały wpływ na przebieg walki powietrznej.

Działania MiG-ów w Wietnamie były wyraźnie ukierunkowane na zwalczanie samolotów bombowych i myśliwsko-bombowych, i to jedynie do czasu, dopóki nie zrzuciły one swego ładunku. Do walki z samolotami osłony MiG-i angażowały się jedynie w sytuacji wymuszonej. Widać z tego, że celem postawionym pilotom wietnamskim nie było zniszczenie jak największej liczby samolotów przeciwnika, lecz osłona własnego terytorium przed atakiem bombowym. Takie nastawienie było niezbędne w warunkach znacznej przewagi liczebnej lotnictwa USA. Zwiększało ono także skuteczność wietnamskich MiG-17 w walce powietrznej. Duży opór czołowy samolotu obciążonego bombami i konieczność oszczędzania paliwa w locie na małej wysokości powodowały ograniczenie prędkości samolotów amerykańskich do ok. 900 km/h. MiG-17 w takich warunkach mógł wykazać swoje zalety. Lekkie i zwrotne samoloty leciały na małej wysokości w bezpośredniej bliskości osłanianego obiektu i, maskując się na tle ziemi, oczekiwały na przelot grupy uderzeniowej lotnictwa USA. Następnie szybko nabierały wysokości i z bliskiej odległości otwierały ogień z działek.

W czasie wojny bliskowschodniej w 1967 roku lotnictwo państw arabskich już w pierwszych godzinach walk zostało zniszczone na lotniskach, działania bojowe samolotów arabskich były nieliczne. Ciekawostką jest przekształcenie MiG-17F w zakładach lotniczych w Heluanie w samolot myśliwsko-szturmowy, polegające na wbudowaniu pod skrzydła ośmiu

prowadnic dla niekierowanych pocisków rakietowych kalibru 76 mm. MiG-17 walczyły również w czwartej wojnie izraelsko-arabskiej w październiku 1973 r., choć minęło już 20 lat od ich powstania. Do mniej znanych konfliktów zbrojnych prowadzonych z wykorzystaniem MiG-17 należą m.in. walki podczas rebelii biafrańskiej w Nigerii (lata 1968–1970) i spór graniczny między Ugandą i Tanzanią w 1972 r.

Trudno przecenić znaczenie samolotów MiG-15 oraz MiG-17 w historii lotnictwa (przede wszystkim MiG-15; MiG-17 był jedynie jego kontynuacją, choć bardzo udaną). Stanowiły one niezwykle śmiałą i przyszłościową konstrukcję, mającą wpływ na dalszy rozwój samolotów myśliwskich, zarówno w ZSRR, jak i na Zachodzie. Wyraziło się to m.in. w rozwijaniu koncepcji lekkiego myśliwca (np. MiG-21, Mirage III, F-104 Starfighter, F-5 Tiger). MiG-15 z racji swoich własności użytkowych, łatwości obsługi i odporności na uszkodzenia nazywany był samolotem-żołnierzem. Walory MiG-15 oraz MiG-17 potwierdza fakt ich nieprzerwanego użytkowania w trzydziestu państwach świata aż do dzisiaj, choć niedługo minie 40 lat od pierwszego lotu prototypu I-310.

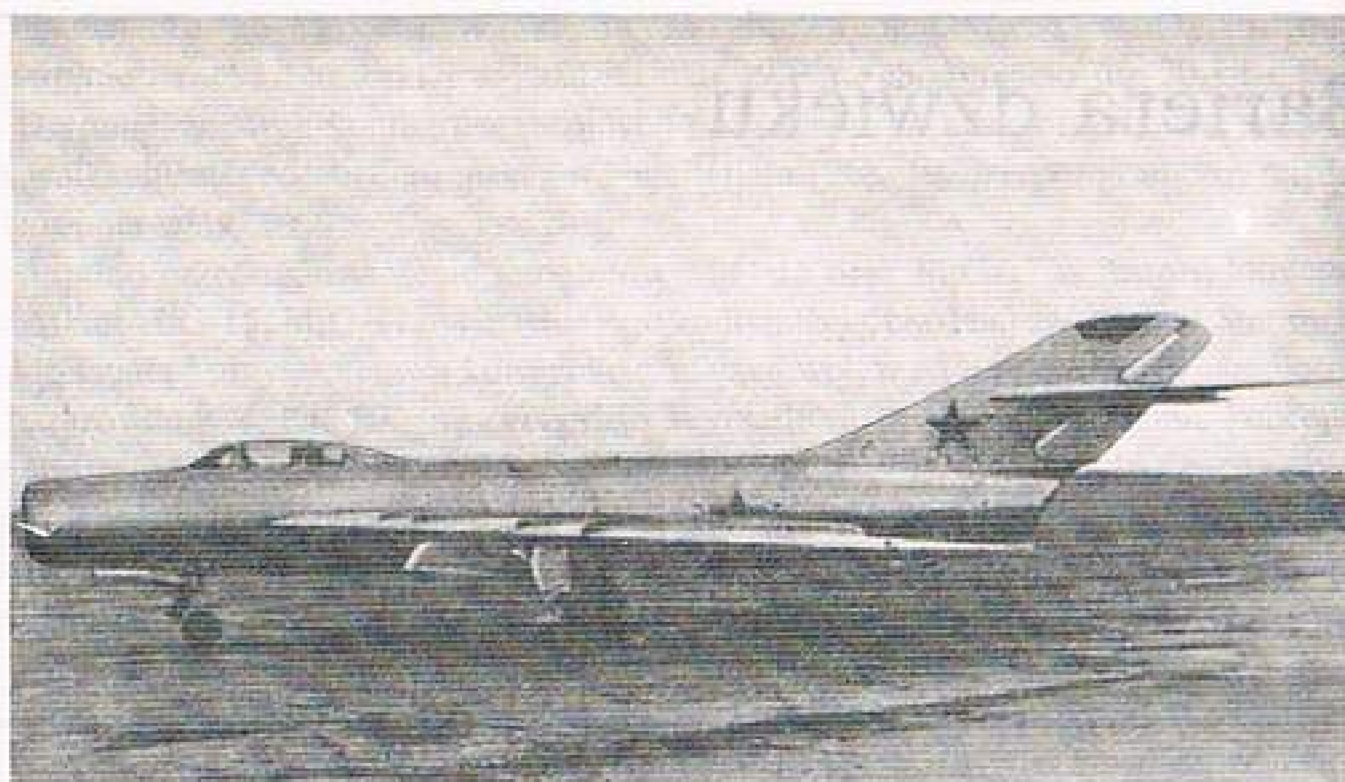
MiG-15 miał także wielkie znaczenie dla Artioma Mikojana. Był jego pierwszym wielkim sukcesem. MiG-3 był produkowany seryjnie bardzo krótko, MiG-9 również; pozostałe to samoloty prototypowe lub eksperymentalne. MiG-15 przyniósł Mikojanowi doświadczenie związane z masową produkcją, niosącą nowe problemy, ale i wiele satysfakcji. W tym też okresie rozpoczęło się dzielenie zespołu na grupy zajmujące się różnymi typami samolotów. Na przykład, gdy część zespołu zajmowała się uruchomieniem produkcji i dalszym modyfikowaniem MiG-17, latały już opracowane przez inną grupę prototypy kolejnego samolotu: MiG-19.

Bariera dźwięku

5

Niezmiennym celem prac OKB Mikojana i Guriewicza na przełomie lat czterdziestych i pięćdziesiątych było zbudowanie samolotu myśliwskiego o prędkości naddźwiękowej. Po raz pierwszy pokonał tę barierę MiG-15LŁ, potem MiG-17, jednakże działo się to w lotach doświadczalnych, trwało jedynie krótką chwilę, a od pilota wymagało wysokich umiejętności. Potrzeby były jednak większe: chodziło o samolot, na którym przeciętny pilot wojskowy mógłby wykonywać długotrwały lot bojowy z prędkością naddźwiękową. W pierwszej kolejności wykorzystano wypróbowane sposoby: zmniejszenie oporu skrzydła dzięki nadaniu mu większego skosu oraz zwiększenie siły ciągu silnika. Od kilku już lat trwały próby silnika Archipa Lulki TR-3A (AL-5) o ciągu ok. 49 kN. Mikojan zastosował go w 1951 r. w swoim nowym eksperymentalnym samolocie M (inaczej I-350), którego skrzydła miały po raz pierwszy skos 55°. Na każdym skrzydle znajdowały się 4 prowadnice aerodynamiczne. Kadłub samolotu M był długi i wąski, usterzenie przypominało MiG-17. Dwa zbudowane egzemplarze I-350 różniły się typem stacji radiolokacyjnej i jej rozmieszczeniem („Izumrud" w przodzie samolotu lub „Korszun" pod kadłubem). Do pierwszego lotu przygotowywał się Siedow, ówczesny szef zespołu pilotów doświadczalnych OKB Mikojana i Guriewicza. Przedtem dokładnie sprawdzono wszystkie systemy, wielokrotnie uruchamiano silnik, wykonano próby samolotu w tunelu aerodynamicznym. Następnie napełniono zbiorniki niewielką ilością paliwa (aby zmniejszyć masę samolotu, a także uniknąć niebezpieczeństwa pożaru) i Siedow wykonał kilka kołowań i krótkich lotów na wysokości do 1 m. Wszystko było w porządku, a mimo to podczas pierwszego lotu 16 czerwca 1951 r. niedługo po starcie silnik przestał pracować. Potem jeszcze pojawiły się niedomagania układu hydraulicznego, utrudniające sterowanie i wypuszczenie podwozia. Jedynie doświadczenie pilota i staranne przygotowanie do lotu (znana nam już zasada Siedowa: przewidywać niespodzianki) pozwoliły pomyślnie wylądować i uratować cenny prototyp. Był to okres, gdy lekarze zabronili Mikojanowi uczestniczenia w pierwszych, najbardziej denerwujących lotach jego konstrukcji. Mikojan zakazu przestrzegał, lecz w swoim gabinecie przejmował się nie mniej niż na lotnisku. Tego dnia przez telefon padło jedynie krótkie: „Siedow wylądował, wszystko w porządku".[1)] Szczegóły usłyszał Mikojan dopiero później, z osobistej relacji pilota. Do poszukiwania i usuwania przyczyn awarii przystąpiono wspólnie ze specjalistami z zespołu Lulki. Powodem zatrzymania się silnika okazało

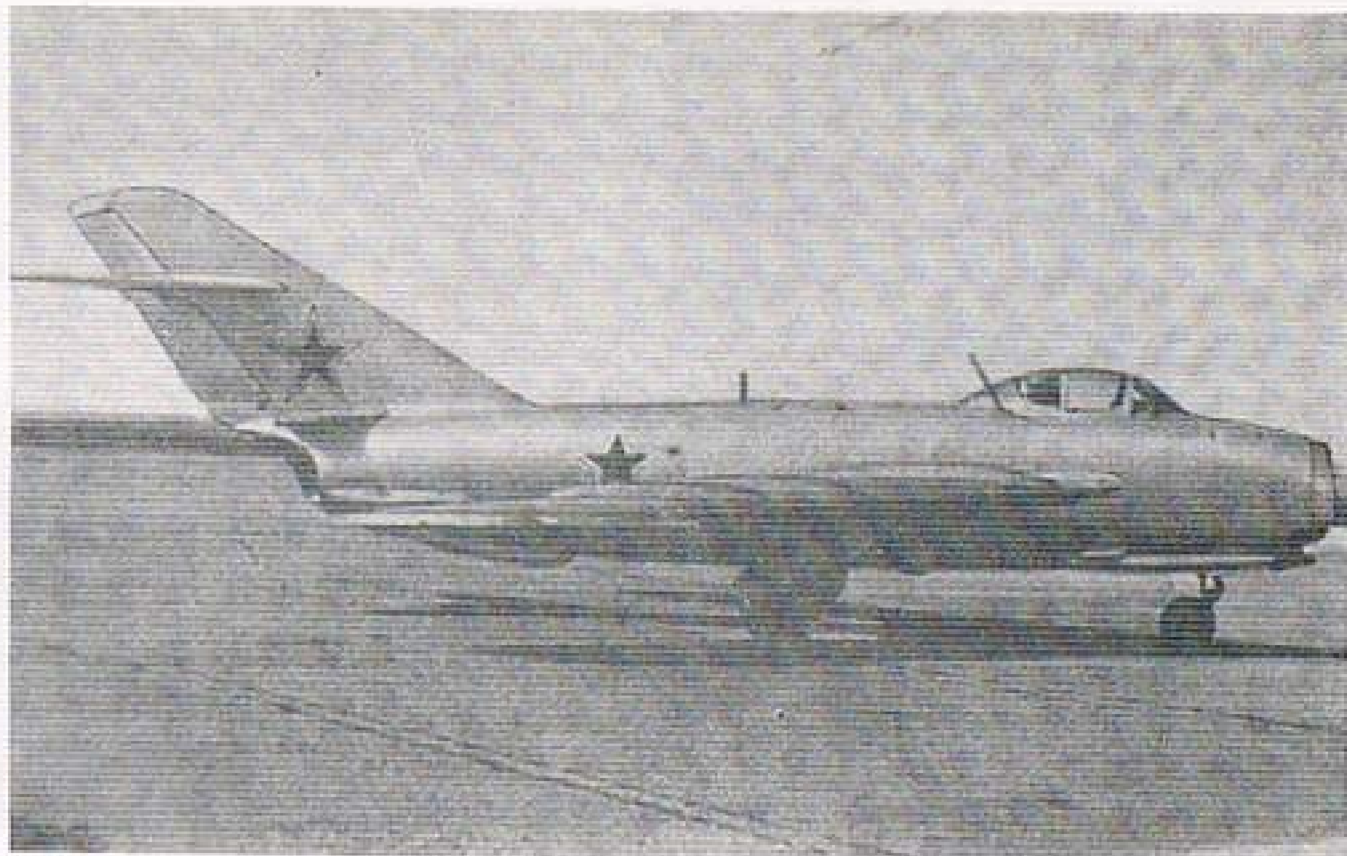
[1)] Arlazorow M.: op. cit., s. 199.



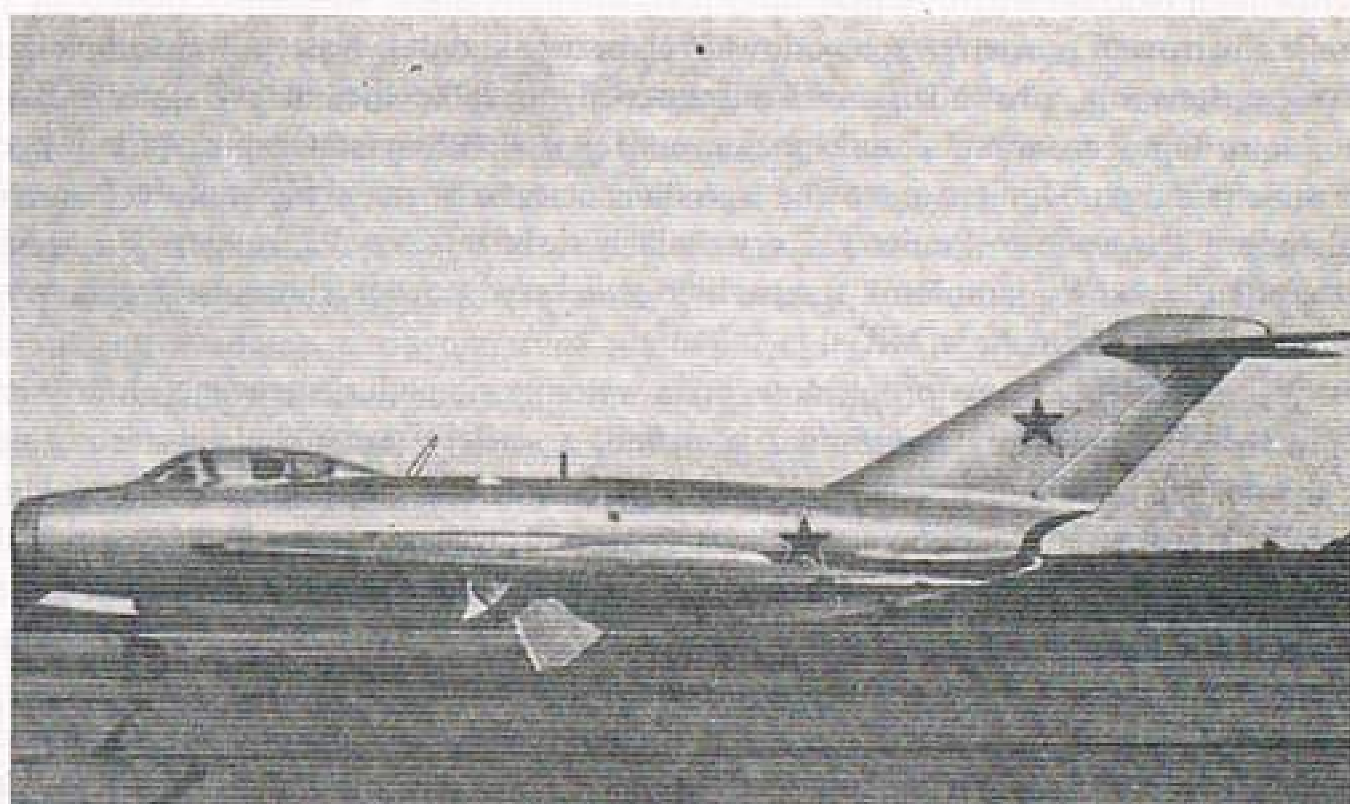
I-350 ze stacją radiolokacyjną „Izumrud"

się niestabilne spalanie nafty. Niestety, silnik TR-3A był nadal bardzo niepewny i Siedow wykonał na samolocie M jedynie 5 lotów: uzyskano dosyć informacji, tak iż następne loty z niedopracowanym silnikiem uznano za zbyt ryzykowne. I-350 okazał się, przynajmniej na razie, „ślepą uliczką". Podobny był zresztą los „190", również z silnikiem AL-5. I ten samolot, konstrukcji Ławoczkina, nie osiągnął sukcesu, po wykonaniu 8 lotów prób zaprzestano. Ale sytuacja nie była bez wyjścia: jednocześnie z samolotem M powstało latające laboratorium SM-1 (I-340). Był to seryjny MiG-17 z wbudowanymi w tył kadłuba dwoma silnikami AM-5, konstrukcji Aleksandra Mikulina. Silnik AM-5 był lekki, o niedużej średnicy, ciągu 19,6 kN, zużywał mało paliwa. Dzięki próbnym lotom SM-1, prowadzonym przez Grigorija Siedowa i Konstantina Kokkinaki, udało się znacznie skrócić okres badań silnika AM-5, a przy tym opracować układ napędowy kolejnego samolotu.

30 lipca 1951 r. u Stalina odbyła się narada na temat przyszłości lotnictwa myśliwskiego, podczas której rozpatrywano zagadnienie myśliwca przechwytującego (przedstawiono i zatwierdzono projekty Jak-25 oraz „200B") i samolotu rozpoznawczego (projekt Jak-25R). Mikojan otrzymał wówczas zadanie stworzenia na podstawie MiG-17 samolotu myśliwskiego dalekiego zasięgu. Aby zwiększyć zapas paliwa, wydłużono kadłub, co łączyło się też z użyciem skrzydeł o skosie 55° i o dużej zbieżności (duża zbieżność skrzydeł była niezbędna, by przy skosie 55° zapewnić odpowiednią sztywność płata oraz umożliwić rozmieszczenie w nim podwozia i uzbrojenia). Wybór zespołu napędowego był oczywisty: przejęto układ z dwoma AM-5 z eksperymentalnego SM-1. Nowy samolot, jako drugi typ zbudowany w ramach programu SM, nazwano SM-2. Jego cechą szczególną było również usterzenie w kształcie litery T. Zastosowano je zgodnie ze znanym nam już stwierdzeniem Kazmina w wyniku prób MiG-17, że przy prędkości naddźwiękowej następuje zmniejszenie efektywności sterów. W przypadku usterzenia T wydłuża się ramię działania sił powstających na sterze wysokości, a tym samym skuteczność jego działania zwiększa się. Na pierwszym egzemplarzu samolotu SM-2 (inaczej I-360) wystartował Siedow 27 maja 1952 r. Już w pierwszych lotach, 25 czerwca, osiągnął rekordową wówczas w ZSRR prędkość 1192 km/h ($M = 1{,}04$; w locie ze zniżeniem osiągnął $M = 1{,}14$), choć ujawniło się przy tym



SM-1



SM-2/1

wiele niedomagań układu aerodynamicznego i instalacji paliwowej. Próby w locie i w tunelach aerodynamicznych CAGI wykazały, że trzeba zrezygnować z wiele obiecującego usterzenia T. W jednym z lotów z dużą prędkością na wysokości 11 000 m pilot Wasilij Iwanow sprawdzał własności manewrowe SM-2. W pewnym momencie przy dość energicznym zwrocie wszedł w korkociąg i miał spore trudności z wyprowadzeniem samolotu z tej figury. Przyczyną utraty



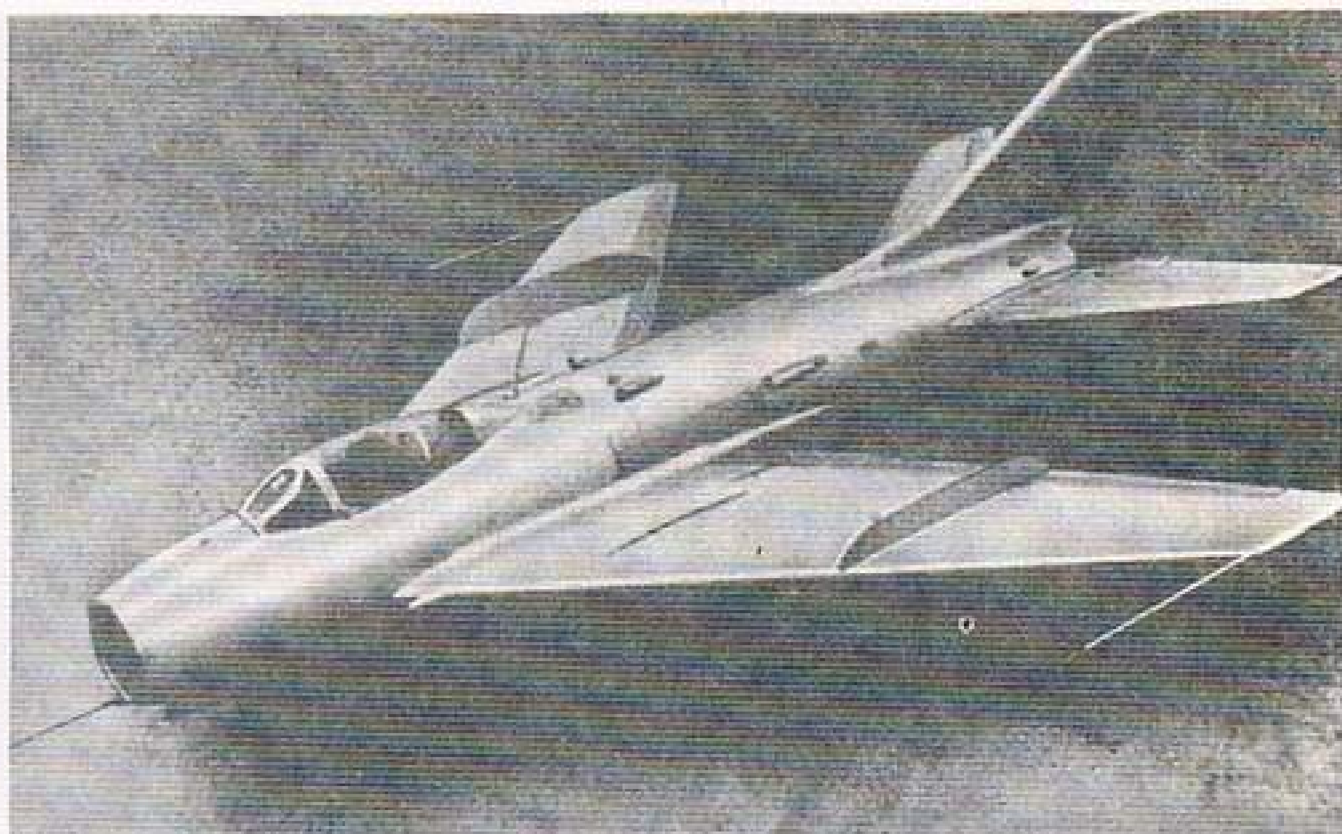
SM-2/2

sterowności okazało się to, że przy dużym kącie natarcia ster wysokości znalazł się w szerokiej strefie zawirowań powietrza spowodowanych przez skrzydło. Następowało zmniejszenie skuteczności usterzenia, prowadzące w konsekwencji do całkowitej utraty stateczności podłużnej samolotu. Opuszczono statecznik poziomy niżej, do połowy statecznika pionowego, lecz i to niewiele pomogło. Dopiero ponowne jego obniżenie, na górną część kadłuba (samolot SM-2/2) dało poprawę własności. Ponieważ stery znalazły się bliżej skrzydła (zmniejszyła się ich odległość od środka ciężkości samolotu), trzeba było zwiększyć powierzchnię usterzenia wysokości do 5,5 m^2 (dla porównania: w MiG-17 — 3 m^2).

Kolejna grupa problemów, jakie wyłoniły się podczas trwających do końca 1953 r. prób SM-2 to problemy związane z silnikami, a ściślej z ich układem sterowania. Dopiero wprowadzone po kilkudziesięciu próbnych lotach opóźniacze hydrauliczne pozwoliły uporać się z przerwami w pracy silników i pompażem po gwałtownej zmianie obrotów sprężarki.

Jednocześnie z lotami SM-2 trzy grupy specjalistów z OKB, współpracując z innymi zespołami konstruktorskimi i instytutami naukowymi, podjęły się opracowania wielu zagadnień technicznych przydatnych w dalszym rozwoju programu SM. Pod kierunkiem Brunowa, Biełakowa i Wołkowa zajęto się bezzwrotnym wzmacniaczem, podwójnym układem sterowania, usterzeniem płytowym, automatem regulacji obciążeń organów sterowania, naddźwiękowym wlotem powietrza, wpływem strzelania z pocisków rakietowych i działek na pracę silników, pokładowym radiolokatorem i rakietami kierowanymi powietrze-powietrze. Efekty prac w zakresie dwóch ostatnich tematów omówiono w poprzednim rozdziale, pozostałe będą omówione dalej.

Tymczasem zespół Mikulina, rozwijając konstrukcję AM-5, przygotował do prób kolejny silnik, AM-9. Mikojan wykorzystał go budując samolot SM-9, a zaraz potem jego warianty: SM-7 oraz SM-10. SM-9 zachował najlepsze cechy swojego poprzednika: przednia część kadłuba i skrzydła były w całości przejęte z SM-2, tył zaś przekonstruowano tak, by rozmieścić dwa silniki AM-9 o większym ciągu (z dopalaniem 31,9 kN). Zmienił się także obrys



SM-9/1

statecznika pionowego, któremu nadano niewielkie wydłużenie do przodu. Prototyp SM-9 wzniósł się po raz pierwszy w powietrze 5 stycznia 1954 r. pilotowany przez Grigorija Siedowa. Już w pierwszych lotach przekroczył barierę dźwięku, a 19 marca 1954 r. osiągnął prędkość 1452 km/h ($M = 1{,}33$), największą w ZSRR oraz znacznie większą niż ówczesny światowy rekord prędkości. W locie nurkowym liczba Macha dochodziła do 1,44. Sukces był duży, lecz problemy się nie skończyły. Występowało zjawisko odrywania się strug z powierzchni skrzydeł, pogłębiające się w przypadku skrzydeł o dużym skosie i dużej zbieżności. Trzeba było umieścić na każdym skrzydle wysoką prowadnicę aerodynamiczną (na SM-2 była niska). W trakcie prób dodano przegrodę we wlocie powietrza. Niedostateczna sterowność poprzeczna, deformacje łopatek turbiny silnika, przegrzewanie się tylnej części kadłuba — wszystkie te trudności kolejno pokonano.

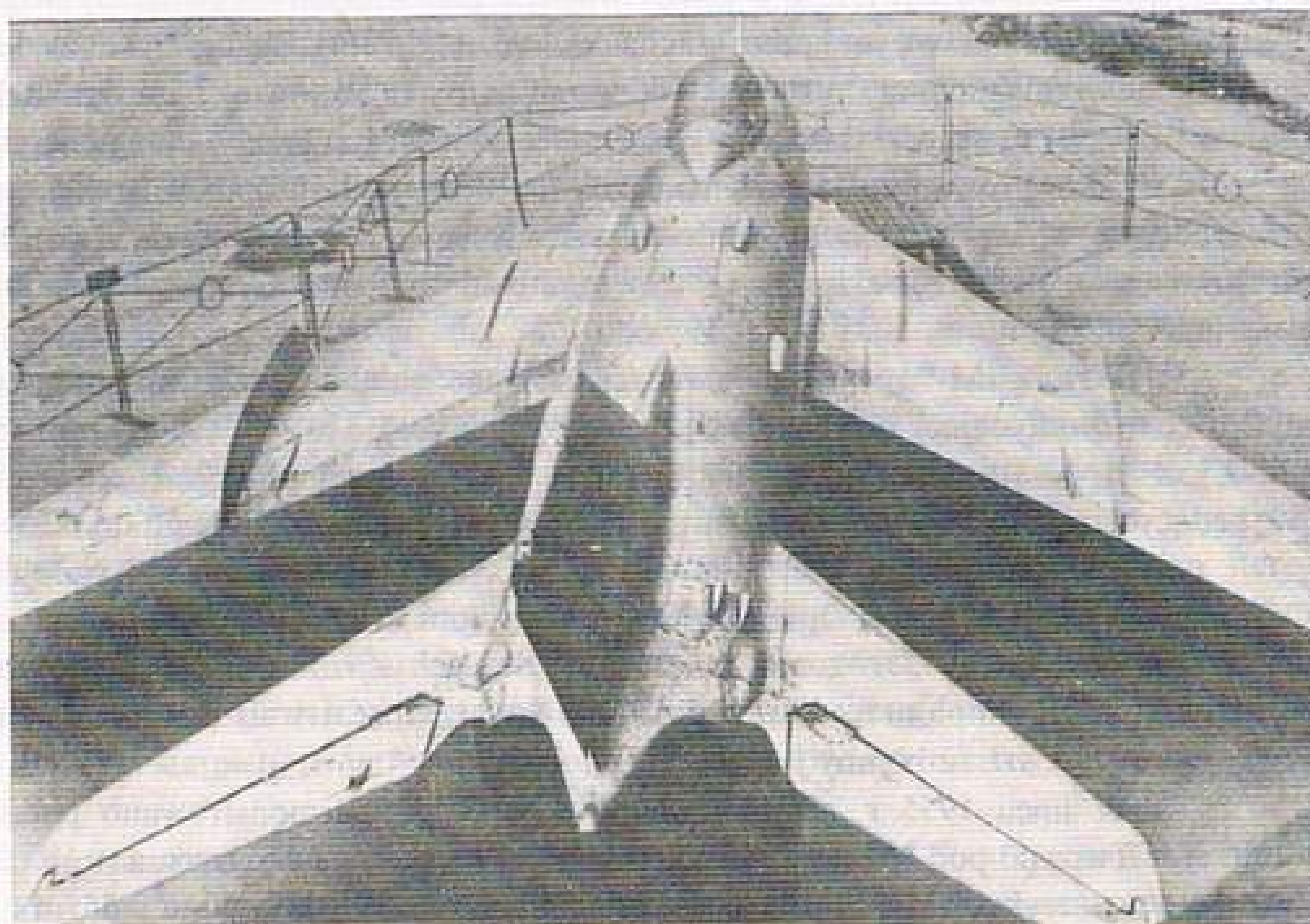
Wraz z SM-9 został zbudowany, a następnie oblatany przez Burcewa jesienią 1954 r., myśliwiec rozpoczynający nową serię: I. Był to I-1 (inaczej I-370), mający podobny płatowiec jak SM-9, lecz napędzany przez jeden silnik Klimowa WK-7F o ciągu 51 kN. Nieco później oblatano I-2, będący przeróbką I-1 ze skrzydłami o kącie skosu zwiększonym z 55 do 60°.

Po zakończeniu prób państwowych SM-9/1 skierowano do produkcji seryjnej. Otrzymał on nazwę MiG-19. Odbywało się to w szybkim tempie, liczyły się już nie miesiące, lecz wręcz dni. W maju 1953 r. został oblatany w Stanach Zjednoczonych prototyp pierwszego naddźwiękowego samolotu myśliwskiego F-100 Super Sabre, trwały prace nad wersją F-100D, zdolną do przenoszenia bomby jądrowej.

W lipcu 1955 r. seryjne samoloty MiG-19 zademonstrowano podczas defilady lotniczej w Tuszyno pod Moskwą. 31 sierpnia 1955 r., w dniu zakończenia prób państwowych, dwa pierwsze seryjne MiG-19 przekazano oblatywaczom wojskowym, a jednym z pierwszych, który na nich latał, był Stiepan Mikojan, syn Anastasa Mikojana. Jednak pierwsza wersja MiG-19 nie była całkowicie udana i zbudowano ją w niewielu egzemplarzach. Podstawową wadą była mała skuteczność usterzenia w locie z prędkością naddźwiękową, wywołana faktem, że



I-1 (I-370)



MiG-19

wraz z przekroczeniem krytycznej liczby Macha następuje zmniejszenie pracującej powierzchni usterzenia. Narzucającym się rozwiązaniem jest zamiana dotychczasowego usterzenia składającego się ze statecznika i steru na ruchomy statecznik (tzw. usterzenie płytowe). Po raz pierwszy testowano je na eksperymentalnym SI-10, będącym seryjnym MiG-17 z przerobionym usterzeniem poziomym: mogło ono pracować jako klasyczne, gdzie porusza się tylko ster, lub też mógł obracać się jednocześnie ster i statecznik. Próby SI-10 rozpoczął Siedow 27 listopada 1953 r., a więc jeszcze przed oblataniem SM-9. Jednak największą część doświadczeń związanych z tym zagadnieniem wykonano na prototypach SM-9/2 oraz SM-9/3, oblatywanych w OKB przez K. Kokkinaki i później przez G. Mosołowa. Były to trudne próby. Na przykład w jednym z lotów Kokkinakiego zaraz po starcie samolot zaczął trząść się, powstawały przy tym silne przeciążenia o dużej częstotliwości. Potłuczony i pokrwawiony pilot z ledwością wylądował. Mimo dokonania przez konstruktorów zmian, podobne sytuacje bliskie katastrofy powtórzyły się jeszcze dwukrotnie. Główne trudności związane były z tym, że usterzenie płytowe, dostosowane do prędkości naddźwiękowych, w pozostałym zakresie było zbyt skuteczne: niewielki ruch drążkiem sterowym powodował silne wychylenie samolotu.

Dotknęliśmy tu innego zagadnienia, rozwiązanego po raz pierwszy na MiG-19: nowych elementów w układzie sterowania. Wraz ze zwiększeniem prędkości lotu rosły obciążenia odczuwane przez pilota. Aby ułatwić mu pracę, do układu sterowania wprowadzono wzmacniacze hydrauliczne (u Mikojana otrzymał je jako pierwszy MiG-15). Zaletą tego rozwiązania było to, że przejmując od pilota część wysiłku nie zmieniało ono charakteru sterowania samolotu. Jednak przy prędkościach naddźwiękowych taki sposób wzmacniania okazał się niewystarczający, trzeba



SM-9/3



MiG-19SF w lotnictwie NRD

było instalować siłowniki wykonujące całość pracy sterowania, wskutek czego pilot przestawał wyczuwać zachowanie się samolotu. Aby przystosować sterowanie do przyzwyczajeń pilota, drążek sterowy obciążono dwiema sprężynami (jedna z nich działała podczas startu i lądowania, druga — w pozostałych sytuacjach). To rozwiązanie zastosowano w ostatnich seriach MiG-17 i pierwszych MiG-19, wywoływało ono jednak szereg nieznanych dotychczas właściwości w pilotowaniu (przede wszystkim brak możliwości oceny zmiany prędkości poprzez siły na drążku). Pilotowanie samolotu stało się bardziej skomplikowane. Wraz z usterzeniem płytowym na SM-9/3 testowano więc i automat regulacji sterowania ARU-2A (awtomat riegulirowanija uprawlenija), opracowany pod kierunkiem Aleksieja Minajewa. Powodował on, że pilot odczuwał na drążku sterowym obciążenia zależne nie tylko od wychylenia drążka, ale też od prędkości i wysokości lotu. Dzięki temu, mimo całkowicie nowego układu sterowania pilotowanie odpowiadało nawykom nabytym na samolotach poddźwiękowych. W trakcie prób fabrycznych SM-9 zdarzały się też przypadki nie dającego się zlikwidować lotkami pochylania się samolotu na skrzydło. Na dolnej powierzchni skrzydeł zastosowano więc oryginalnej konstrukcji przerywacze, kinematycznie związane z lotkami i zwiększające ich skuteczność. Po pomyślnym zakończeniu prób SM-9/3 skierowano do produkcji seryjnej i otrzymał on nazwę wojskową MiG-19S (od: stabilizator).

Opracowane w zespole Mikojana usterzenie płytowe i nowy układ sterowania znacznie poprawiły własności MiG-19S w porównaniu z MiG-19, przede wszystkim zwrotność na dużej wysokości. Na przykład na wysokości 15 000 m przy prędkości przyrządowej 520 km/h promień nieustalonego zakrętu MiG-19 wynosił 9000 m, MiG-19S — 5000 m, czas zakrętu zaś zmniejszył się ze 155 do 90 sekund. Rozporządzalne przeciążenia na dużych wysokościach wzrosły o ok. 80%. Nie były to jedyne zmiany wprowadzone w MiG-19S. Wśród pozostałych

najważniejsze było przekonstruowanie hamulców aerodynamicznych, wprowadzenie nowego uzbrojenia oraz rozszerzenie wyposażenia radiotechnicznego i nawigacyjnego.

Ponieważ MiG-19, w porównaniu z MiG-15 oraz MiG-17, miał usterzenie poziome na kadłubie, trzeba było przesunąć hamulce aerodynamiczne w inne miejsce (zachodziła obawa niebezpiecznego oddziaływania wychylonych hamulców na opływ usterzenia). W pierwszych seriach MiG-19 przesunięto więc je do przodu i niżej, jednak od pilotów dochodziły sygnały, że z chwilą wysunięcia hamulców samolot gwałtownie zadziera przód do góry (było to spowodowane podciśnieniem powstałym za hamulcem, a pod usterzeniem poziomym). Dlatego na samolocie MiG-19S pod kadłubem umieszczono trzeci hamulec aerodynamiczny, który usuwa moment zadzierający, a także zwiększa hamowanie.

Z uzbrojeniem MiG-19 związane są dwa zagadnienia: rozmieszczenie działek na samolocie oraz wprowadzenie nowych typów działek. Przypomnijmy trudności z pompażem sprężarek silników podczas strzelania z działek na samolocie MiG-9. Były to silniki RD-20 ze sprężarką osiową, wrażliwe na niejednorodność termiczną strumienia powietrza. W samolotach MiG-15 oraz MiG-17 problemy te nie występowały, gdyż ich silniki miały sprężarkę odśrodkową, w MiG-19 — wróciły, gdyż RD-9 miały znów sprężarkę osiową. Niemożliwe było w nowym samolocie wykorzystanie poprzedniego doskonałego pomysłu: lawety z uzbrojeniem pod przodem kadłuba. MiG-19 otrzymał więc dwa działka NR-23 ułożone w nasadach skrzydeł i trzecie z prawej strony kadłuba, nieco cofnięte za wlot powietrza. Na początku lat pięćdziesiątych przeprowadzono też badania mające na celu określenie optymalnych kalibrów działek lotniczych różnego przeznaczenia. Określono, że jako uzbrojenie obronne bombowców najlepsze będą działka kalibru 23 mm, a jako uzbrojenie myśliwców — kalibru 30 mm. Odpowiednie konstrukcje zostały zamówione i po przeprowadzeniu prób porównawczych do użycia w wojsku przeznaczono działka AM-23 oraz NR-30. W samolocie MiG-19S uzbrojenie stanowiły już trzy działka NR-30, a także niekierowane pociski rakietowe S-5.

Pilotowanie MiG-19 ułatwiało stosowanie kombinezonu wysokościowego. Samoloty odrzutowe otrzymały kabiny hermetyczne, lecz potrzebne było podwójne zabezpieczenie pilota — przecież wystarczy drobne uszkodzenie, by nastąpiło rozhermetyzowanie kabiny. Oczywiście problem ubioru wysokościowego nie był rozwiązany w całości w zespole Mikojana, zajmowali się nim głównie konstruktorzy, specjaliści od tego rodzaju wyposażenia. Pierwszy model kombinezonu WSS-04 nie odpowiadał wymaganiom: pilot się pocił, nie miał swobody ruchów. Wówczas opracowano ubiór zupełnie nowej konstrukcji, wysokościowo-kompensacyjny WKK-2. W normalnych warunkach przypominał on cielisty trykot, jednakże wystarczyło, by kabina się rozhermetyzowała, a momentalnie sprężone powietrze wypełniało przewody i kombinezon opinał ciało pilota.

Rozpoczęła się masowa produkcja MiG-19S; była to najbardziej rozpowszechniona wersja MiG-19. Bezpośrednio od niej pochodzi kilka wariantów różnego przeznaczenia. Wysokościowy MiG-19SW (W od: wysotnyj) powstał w 1956 r. przez zmniejszenie masy konstrukcji o 230 kg (m.in. ograniczono uzbrojenie do dwóch działek skrzydłowych, usunięto radiowysokościomierz RW-2 i spadochron hamujący) i zastosowanie mocniejszych silników RD-9BF-2. Osiągnął on pułap 18 600 m. Samolot rozpoznawczy MiG-19R (R od: razwiedczik) różnił się od MiG-19S jedynie zamontowaniem aparatu fotograficznego AFA-39. Po zastosowaniu silników RD-9BF-1 zbudowano w 1956 r. krótką serię samolotów MiG-19SF, osiągających prędkość 1560 km/h. MiG-19SF mają na skrzydłach dobudowane dwa wysięgniki do podwieszania rakiet kierowanych K-5. Wersja ta była użytkowana przez lotnictwo NRD i Wietnamu.

W tym samym czasie co SM-9/3 oblatywany był przez Niefiodowa samolot SM-7, mający na pokładzie stację radiolokacyjną RP-5. Początkowo nie miał on usterzenia płytowego



SM-7/1

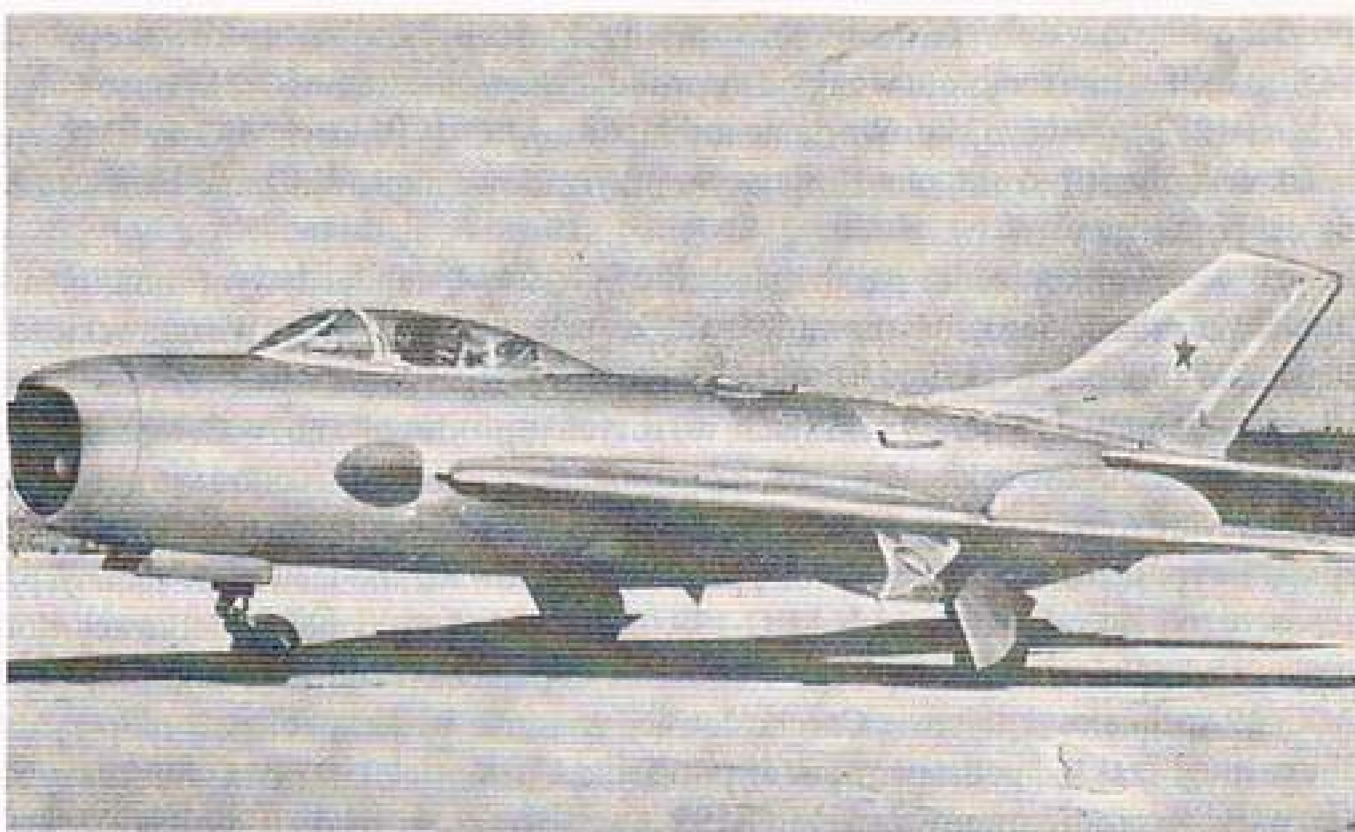
(SM-7/1), później wprowadzono na nim wszystkie zmiany zastosowane na SM-9/3. Powstały w ten sposób prototyp SM-7/2 był następnie produkowany seryjnie jako MiG-19P (od: pieriechwatczik, inaczej samolot 62). Od MiG-19S różnił się przodem kadłuba, zmniejszonym uzbrojeniem, poszerzoną kabiną pilota oraz nieco innym wyposażeniem i instalacjami. W późniejszych latach zmodyfikowano MiG-19P dodając pod każdym skrzydłem wysięgnik niosący rakietę samonaprowadzaną na podczerwień K-13. Podobną do MiG-19SF była modyfikacja MiG-19PF z silnikami RD-9BF-1. Innym wariantem był MiG-19PG, różniący się od MiG-19P zastosowaniem stacji „Gorizont-1", służącej do naprowadzania samolotu na cel z naziemnego punktu dowodzenia.

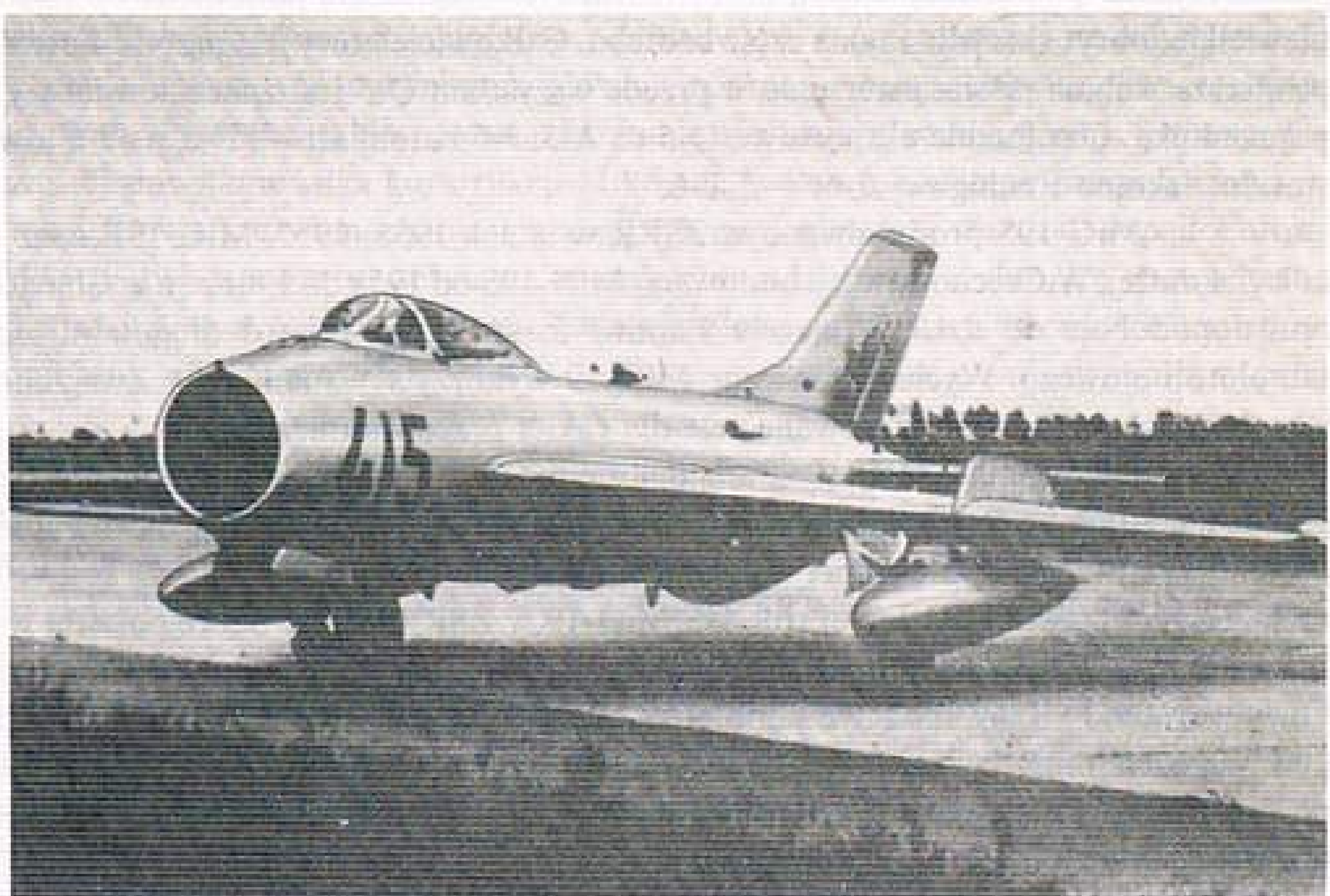
W niewielkiej serii zbudowano samolot MiG-19PU (od: uskoritiel), wariant MiG-19P z dodatkowym przyśpieszaczem rakietowym podwieszanym pod tylną częścią kadłuba, podobnie do wersji doświadczalnych SM-12PMU oraz SM-50. W celu umieszczenia przyśpieszacza przebudowano kadłub montując specjalne zaczepy oraz rozdzielając centralny grzebień aerodynamiczny na dwa, rozsunięte na boki.

W toku produkcji seryjnej zespół Mikojana nieustannie ulepszał swoją konstrukcję. Na przykład, aby poprawić stateczność MiG-19 przebudowano tył kadłuba, który przy tym stał się krótszy i lżejszy. Stworzono układ zapobiegający pompażowi sprężarek silników podczas strzelania pociskami rakietowymi, ulepszono automatykę instalacji paliwowej, powiększono kanały doprowadzające powietrze do silników.

Kilka samolotów doświadczalnych powstało zgodnie z pierwotnym zamówieniem na samolot myśliwski dalekiego zasięgu i z tego powodu wyposażono je w instalację do uzupełniania paliwa w powietrzu oraz w zwiększony zapas tlenu. Zbudowano kilka prototypów SM z różnym umieszczeniem urządzeń do uzupełniania paliwa. Najbardziej znany z nich to SM-10, z wlewem paliwa na końcu lewego skrzydła, oblatywany przez Kokkinakiego.

Wariantami SM-7/2 były samolot z uzbrojeniem składającym się z 1 działka kalibru 30 mm i 2 pocisków rakietowych K-5 oraz samolot SM-7/2M, budowany później w dużej liczbie


SM-7/2



SM-10

jako MiG-19PM (M od: modyficyrowannyj), uzbrojony wyłącznie w kierowane pociski rakietowe. W tym celu usunięto działka, a w nasadach skrzydeł umieszczono 4 wysięgniki do podwieszania rakiet RS-2US (K-5). Stację RP-5 zamieniono na RP-2U („Izumrud-2"), przystosowaną do strzelania tymi pociskami. MiG-19PM (inaczej samolot 65) był pierwszym w ZSRR

produkowanym w dużej serii samolotem myśliwskim uzbrojonym w kierowane pociski rakietowe. „65" to oznaczenie samolotu w zakładzie produkcyjnym, nazwa SM-7/2M stosowana jest w OKB, a MiG-19PM — w wojsku. Wariantem samolotu MiG-19PM był MiG-19PMŁ z urządzeniem telemetrycznym „Łazur", umożliwiającym przyrządowe naprowadzanie samolotu myśliwskiego na cel powietrzny.

Pod koniec lat pięćdziesiątych MiG-19 był standardowym samolotem myśliwskim lotnictwa radzieckiego, użytkowanym też w państwach Układu Warszawskiego oraz wielu innych. W Polsce od 1958 r. były dwie wersje: MiG-19P oraz MiG-19PM. Znacznie bardziej rozpowszechniły się MiG-19 w krajach, w których je produkowano: w Czechosłowacji i Chinach. Pierwsze czechosłowackie MiG-19S, oznaczane początkowo S-105 (od: stihač), opuściły zakład produkcyjny Aero Vodochody koło Pragi w roku 1958 (wytwarzano tam płatowce, sprowadzając silniki i wyposażenie z ZSRR). W toku produkcji wprowadzono niewielkie zmiany, przez co S-105 nieco różnił się od radzieckich MiG-19S, na przykład otrzymał dodatkowe wloty powietrza na końcu kadłuba, w celu lepszego chłodzenia dopalacza. Produkcję zakończono w 1961 roku. MiG-19 spełniał w lotnictwie Czechosłowacji znacznie większą rolę, niż na przykład w Polsce. Przez długi czas był podstawowym wyposażeniem jednostek lotnictwa wojskowego. W Chinach pierwszy wyprodukowany tam MiG-19S wystartował w grudniu 1961 r., a na pełną skalę produkcja ruszyła w połowie lat sześćdziesiątych (MiG-19S otrzymał nazwę J-6). Do dziś jest to podstawowy samolot myśliwski w ChRL, a także w Tanzanii i Pakistanie. W niewielkiej serii zbudowano w Chinach MiG-19P oraz MiG-19PM, a od początku lat siedemdziesiątych wszedł do uzbrojenia Q-5, będący daleką modyfikacją J-6. W zasadzie podobieństwo między nimi jest niewielkie: obrys skrzydła i tylna część kadłuba. Całkowicie nowy jest przód z bocznymi wlotami powietrza, kabina pilota, usterzenie, a przede wszystkim Q-5 jest znacznie większy od swojego poprzednika. Oznaczenie eksportowe Q-5 to A-5, J-6 natomiast — F-6, a JJ-6 (dwumiejscowy wariant szkolno-treningowy J-6) — FT-6.

MiG-19S produkowano w ZSRR w latach 1955–1957, MiG-19P oraz MiG-19PM kilka lat dłużej. W Czechosłowacji budowano MiG-19S od 1958 do 1961 r., a w Chinach od 1961 r., prawdopodobnie do dzisiaj. Łącznie stanowi to światowy rekord długotrwałości produkcji samolotu bojowego. Wyeksploatowane MiG-19 wykorzystywane były w Związku Radzieckim jako bezpilotowe zdalnie kierowane cele dla rakiet przeciwlotniczych.

Porównanie MiG-19 z analogicznymi typami samolotów zachodnich jest trudne, przede wszystkim ze względu na brak takich odpowiedników. Powszechnie porównuje się MiG-19 do amerykańskiego F-100 Super Sabre, jednak trzeba od razu zaznaczyć, że F-100 nigdy nie spełniał w lotnictwie USA takiej roli, jak MiG-19 w ZSRR. Super Sabre powstał w tym samym czasie, był pierwszym zachodnim samolotem naddźwiękowym produkowanym seryjnie. Początkowy wariant, F-100A, miał być samolotem myśliwskim produkowanym w dużej liczbie, a więc pod względem przeznaczenia bliskim MiG-19. Okazał się jednak za ciężki, a jego osiągi w walce powietrznej zbyt małe i dlatego zbudowano tylko 203 egzemplarze. Bardziej rozpowszechniły się późniejsze wersje myśliwsko-bombowe: F-100C, a zwłaszcza F-100D (1274 sztuki). Nigdy nie doszło do walki MiG-19 z F-100, dlatego porównanie ich może być tylko teoretyczne. We wszystkich parametrach istotnych w walce powietrznej przewagę ma MiG-19, a w szczególności w prędkości, pułapie, prędkości wznoszenia, manewrze pionowym (świadczy o tym wyższy stosunek ciągu silników do masy samolotu) i manewrze poziomym (świadczy o tym mniejsze obciążenie skrzydła). Jako samolot myśliwsko-bombowy większe możliwości ma F-100 (w szczególności wersja F-100D), głównie ze względu na znacznie większy udźwig uzbrojenia.

Okazją do dalszych porównań i ocen jest fakt, że MiG-19S stanowi uzbrojenie lotnictwa Pakistanu wraz z takimi samolotami, jak amerykański F-104A i francuski Mirage IIIE.

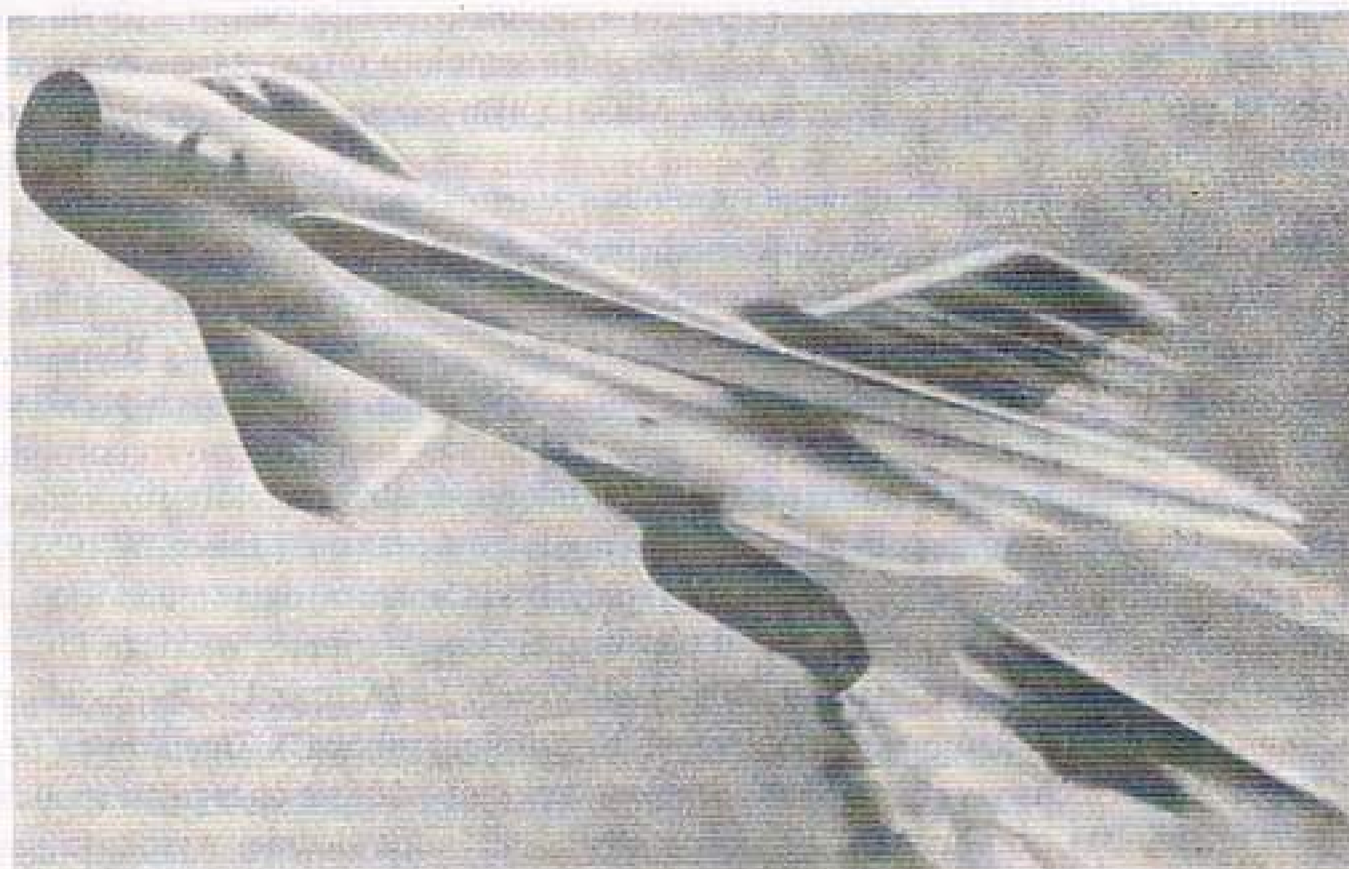
Oczywiście podobnie jak poprzednio, porównanie nie może być zbyt ścisłe, gdyż F-104 i Mirage reprezentują już następną generację samolotów myśliwskich (porównywalną z MiG-21), a MiG-i użytkowane przez Pakistan to chińska wersja: F-6. Mimo wszystko pakistańscy piloci w walce powietrznej preferują MiG-19. Jest on prostszy w pilotowaniu, ma lepszą zwrotność nawet bez pełnego wykorzystania mechanizacji skrzydła, podobną prędkość wznoszenia na średnich wysokościach oraz jest bardziej wytrzymały. Podkreślają jego zalety z punktu widzenia bezpieczeństwa, osiągnięte m.in. dzięki możliwości kontynuowania lotu na jednym silniku, zdwojeniu instalacji hydraulicznej oraz istnieniu awaryjnego układu sterowania usterzeniem płytowym. Za największe wady uznali resurs silników wynoszący 200 godzin (do pierwszego remontu) oraz trudność przerobienia MiG-19 na samolot myśliwsko-bombowy, ze względu na brak miejsca pod skrzydłem na dodatkowe uzbrojenie.

Historia samolotu MiG-19 nie ogranicza się do przedstawionych wyżej wersji seryjnych i prototypowych. MiG-19 stał się osnową kilku niezwykle interesujących eksperymentów. Pierwszy z nich, samolot startujący z wyrzutni, wywołany został dwiema przyczynami: ciągłym wzrostem wymagań samolotów wojskowych wobec lotnisk oraz agresywnymi działaniami lotnictwa rozpoznawczego państw NATO. Podczas II wojny światowej budowanie lotnisk dla samolotów myśliwskich było łatwe: w pobliżu szosy lub linii kolejowej wybierano dość duży obszar płaskiego terenu, nieco go porządkowano i po przygotowaniu niezbędnych pomieszczeń i ukryć można było lądowisko takie wykorzystywać do zadań operacyjnych. Po wojnie lotniska stały się kosztownymi obiektami, podatnymi w warunkach wojny jądrowej na zniszczenie. Decyduje o tym łatwość uszkadzania parokilometrowych pasów startowych z betonu, koniecznych do lądowania nowoczesnych samolotów odrzutowych. Konstruktorzy na całym świecie szukali sposobów obejścia tych ograniczeń, głównie poprzez zmniejszenie długości rozbiegu i dobiegu samolotu. Potrzeba takich rozwiązań stanie się jeszcze bardziej pilna za następne 10 lat, wówczas też powstanie kilka konstrukcji Mikojana, w których zostaną one zrealizowane. Tymczasem musiała wystarczyć mechanizacja skrzydeł, przyśpieszacze startowe i spadochrony hamujące (MiG-19 był pierwszym seryjnym samolotem radzieckim, w którym zastosowano spadochron hamujący do skracania dobiegu). Idea samolotu o tzw. starcie zerowym jest stara, Mikojan podjął ją w jednym z wariantów MiG-15, tym razem jednak zrealizowano ją w pełni udanie.

Drugi powód zbudowania samolotu startującego z miejsca to rosnąca aktywność lotnictwa rozpoznawczego państw kapitalistycznych. Przypadki naruszania przez samoloty NATO przestrzeni powietrznej państw socjalistycznych notowano od dawna, np. 8 kwietnia 1950 r. amerykańska superforteca przekroczyła granicę ZSRR od strony Bałtyku, 4 września 1954 r. samolot Neptune szpiegował rejon portu Nachodka, kilka innych przykładów znamy już z historii MiG-15, jednak lotnictwo myśliwskie państw socjalistycznych potrafiło się z nimi uporać. Amerykanie chcieli zmienić sytuację budując specjalne samoloty rozpoznawcze zdolne osiągać pułap zabezpieczający je przed atakiem myśliwców oraz duży zasięg. W 1953 r. zmodernizowali w tym celu licencyjny bombowiec B-57 (angielski Canberra) dając mu zwiększone skrzydła i zapas paliwa, a w 1955 r. wystartował pierwszy egzemplarz szpiegowskiego U-2. Od 1956 r. na lotniskach w Wielkiej Brytanii i RFN stacjonowały U-2A oraz U-2B (oficjalnie nazywano je „samolotami do badań meteorologicznych na dużej wysokości"). Zamierzenia te były znane w ZSRR. Aby przechwytywać samolot rozpoznawczy tam, gdzie się on tego nie spodziewa (a więc z dala od lotnisk) oraz uzyskać krótki czas nabrania odpowiedniej wysokości, zastosowano pomysł wystrzeliwania samolotu z wyrzutni. Zdolne startować z ruchomych wyrzutni samoloty myśliwskie mogłyby działać bez stałych lotnisk, pierwszych celów ataku przeciwnika w każdej wojnie.

Przewidując przyszłe trudności pracownicy OKB Mikojana i Guriewicza stwierdzili, że pomysł wart jest jednak realizacji. Jego wadami są przede wszystkim duże przeciążenia działające na pilota podczas startu oraz fakt, że — niestety — aby wylądować samolot potrzebuje normalnego lotniska. Do realizacji konstrukcji oznaczonej kryptonimem SM-30 przystąpiła grupa kierowana przez Michaiła Guriewicza. Pod tylną część kadłuba MiG-19 podwieszono silnik prochowy PRD-22 z czterystukilogramowym ładunkiem. Bardziej złożonym zagadnieniem było skonstruowanie wyrzutni startowej. Ostatecznie zbudowano ją na wielokołowej platformie doczepianej do specjalnego ciągnika. Pierwszy start zaplanowano bez pilota, a zadaniem wyznaczonym sobie przez konstruktorów tego dnia było sprawdzenie słuszności całego pomysłu. Czy siła ciągu przyśpieszacza startowego (wraz z ciągiem dwóch silników RD-9) wystarczy do wyrzucenia samolotu w powietrze? Jakie powstaną przy tym przeciążenia? Czy uda się skierować wektor ciągu przyśpieszacza na środek ciężkości samolotu, tak by nie zszedł on z toru lotu? Do pierwszej próby wybrano wyeksploatowany już egzemplarz MiG-19, „uzbrojono" go w urządzenia pomiarowe, zbiorniki napełniono minimalną ilością paliwa. Wokół stanowiska startowego i wzdłuż przypuszczalnego toru lotu SM-30 rozstawiono kamery filmowe. Za samolotem pojawił się wielometrowy słup ognia, rozległ się huk i SM-30 wzleciał w powietrze. Po wypaleniu się odpadł silnik rakietowy, a automatycznie kierowany samolot spadł na ziemię w zaplanowanym miejscu. Analiza zarejestrowanych parametrów wykazała, że jeśli chodzi o samolot, wszystko przebiegło zgodnie z oczekiwaniami. Inaczej niestety było z wyrzutnią startową: została zniszczona przez płomień i uderzenie gazów wylotowych. Przerobiono ją konstruując wyżłobienia rozdzielające strumień gazów i odprowadzające go na boki, a następnie sprawdzono jej własności transportowe. Na platformie umieszczono ładunek o masie odpowiadającej masie samolotu i ciągnięto ją po terenowych drogach.

Pół roku po bezpilotowym starcie SM-30 nastąpiła kolejna próba, tym razem z pilotem. Już od dłuższego czasu przygotowywał się do tego zadania Gieorgij Szyjanow, pilot



Start SM-30

doświadczalny często podejmujący trudne eksperymenty. Przygotowania te polegały na wystrzeliwaniu z urządzenia katapultowego. Chodziło głównie o to, by w momencie startu SM-30 pilot ani na chwilę nie utracił orientacji i panowania nad samolotem. Za pierwszym razem start się nie udał: nie odpalił przyśpieszacz prochowy. Powtórzono go trzy dni później i tym razem wszystko było w porządku. Lot trwał kilka minut, analiza wyników — cały dzień. Okazało się, że dwu- do trzysekundowe przeciążenie wynoszące 6 *g* nie stanowi niebezpieczeństwa. Po kolejnych ulepszeniach wyrzutni startowej Szyjanow wykonał na SM-30 dziesięć lotów, za co otrzymał tytuł Bohatera Związku Radzieckiego. Największym niebezpieczeństwem podczas tych lotów było to, że w razie najmniejszego błędu podczas startu mała wysokość nie pozwalała pilotowi się uratować.

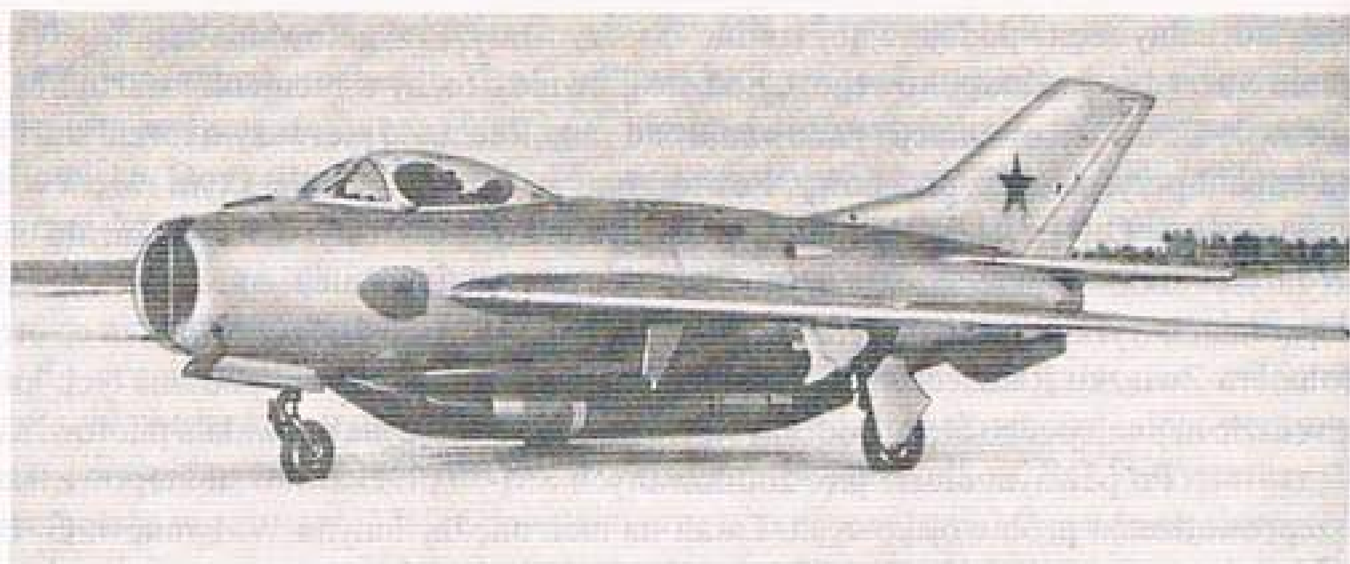
Po pewnym czasie pięć zbudowanych SM-30 przekazano siłom powietrznym w celu przeprowadzenia prób wojskowych. Latali na nich między innymi W. Iwanow, G. Bieriegowoj, S. Mikojan, A. Błagowieszczenski. Na zakończenie prób nowy system zademonstrowano ministrowi obrony, marszałkowi G. Żukowowi. Jak często bywa podczas pokazów dla dowództwa, przy pierwszej próbie nie rozpoczął pracy silnik rakietowy. Po kilku nerwowych minutach nastąpił pomyślny start.

Dyskutowana była ewentualność uruchomienia produkcji seryjnej SM-30 z uzbrojeniem rakietowym. Oprócz startu bez lotniska jego zaletą był niewielki czas wznoszenia (na wysokość 10 000 m — 1 minuta i 6 sekund od startu). Istniało jednak kilka niedostatków (np. niewystarczający pułap), w tym jeden nie do pokonania: do wylądowania SM-30 potrzebował jednak lotniska. W zadaniu postawionym przez lotnictwo wojskowe zespołowi Mikojana i Guriewicza określono w związku z tym wymaganie: należy znaleźć takie rozwiązanie techniczne, by długość dobiegu zmniejszyć do 400 m. Rozpoczęto od wykorzystania możliwości spadochronu hamującego. Pilot doświadczalny Kokkinaki opanował sposób lądowania z otwieraniem spadochronu w powietrzu, jeszcze przed przyziemnieniem. Dało to pewne efekty, lecz niewystarczające i konstruktorzy poszukiwali innych metod. Jedną z nich było zainstalowanie urządzeń hamujących na lotnisku. W poprzek pasa startowego przeciągnięto linę, na której końcach zaczepiono spadochrony. Lądujący MiG-19 (podobne próby prowadzono w późniejszych latach na MiG-21 i jednym z prototypów MiG-23) zahaczał o nią podwoziem, czasze spadochronów napełniały się powietrzem i samolot zmniejszał prędkość. Wymagane ograniczenie dobiegu osiągnięto, lecz cały system był zbyt skomplikowany i zbyt długo trwało ponowne składanie spadochronów, by można go było stosować powszechnie w jednostkach wojskowych. Spadochrony zamieniono na bębny z nawiniętą liną, wyposażone w hamulce. Samolot miał specjalnym hakiem wypuszczonym pod kadłubem zaczepiać o linę, ta z kolei rozwijając się obracała hamujące bębny (umieszczone na dwóch podwoziach czołgowych).

Na SM-20, innym eksperymentalnym wariancie MiG-19, pierwsze loty wykonywał doświadczony radziecki pilot-oblatywacz Amet Chan Sułtan. SM-20 był prototypem ciężkiego samolotu-pocisku podwieszanego pod kadłub bombowca Tu-95.

Stworzenie SM-30, myśliwca o zerowym starcie, nie było jedyną drogą podjętą w OKB Mikojana w celu przeciwdziałania obcym samolotom rozpoznawczym. Gdy w 1958 r. zespół Duszkina zbudował przyśpieszacz jednorazowego działania U-19 z silnikiem rakietowym RU-01Z, użyto go także na MiG-19S, a powstałym w ten sposób samolotem doświadczalnym był SM-50 (inaczej MiG-19SU). Latał on z prędkością 1800 km/h, a przede wszystkim osiągał pułap 24 000 m.

Nad środkami służącymi do zwalczania wysoko lecących celów powietrznych pracowali także konstruktorzy-rakietowcy. W roku 1957 do uzbrojenia Armii Radzieckiej przyjęto pierwsze rakietowe zestawy przeciwlotnicze dla systemu obrony powietrznej. Dniem egzaminu był 1 maja 1960 r. Z lotniska Peszawar w Pakistanie wczesnym rankiem wystartował



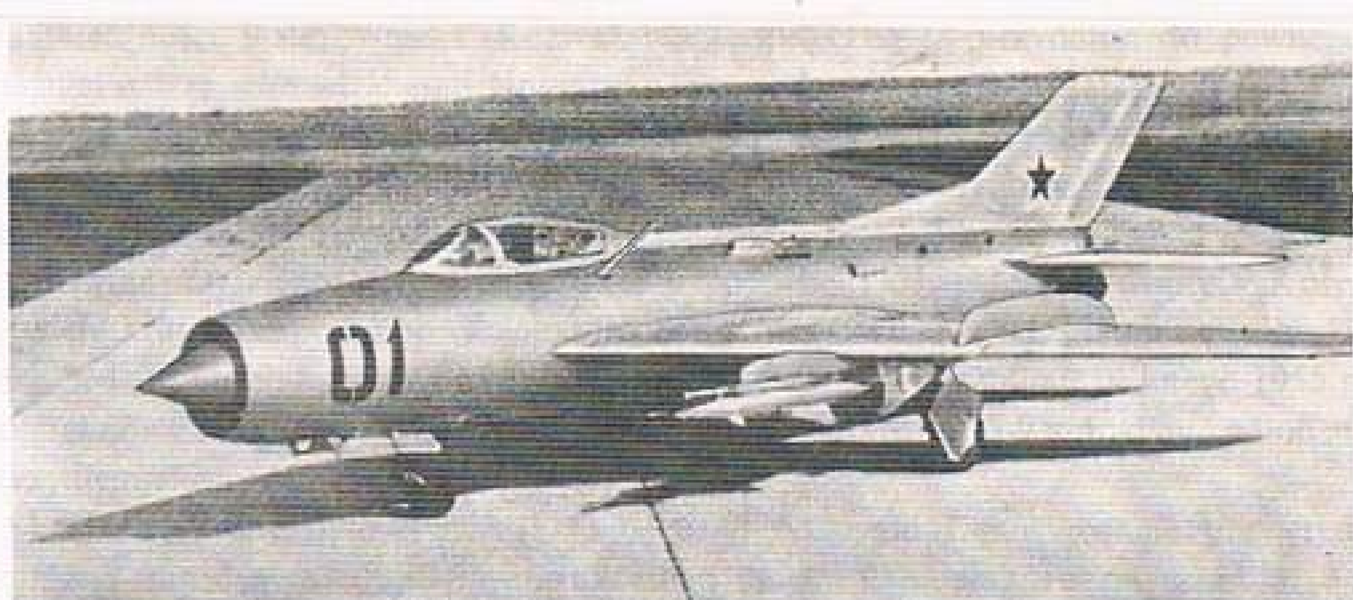
SM-50



SM-12/3

zatrudniony przez CIA pilot Garry Powers na samolocie szpiegowskim U-2B. Amerykanie wysyłając go nad terytorium radzieckie liczyli na osłabioną w tym świątecznym dniu czujność żołnierzy Wojsk Obrony Powietrznej. U-2 leciał w poprzek Związku Radzieckiego, kierując się w okolice Moskwy (jak wiadomo z późniejszych dokumentów, leciał do Norwegii). Nadzieja na nie zauważony przelot była płonna, szpieg został szybko wykryty, postawiono w stan pogotowia jednostki OP. Sytuacja była niejasna. Nie było przecież wiadomo, jakie jest przeznaczenie lecącego samolotu. Liczono się nawet z możliwością wykonania przezeń uderzenia jądrowego na Moskwę. W tej sytuacji zdecydowano się użyć nowy sprzęt i U-2 został w okolicach Swierdłowska zestrzelony z wysokości 20 000 m pierwszą kierowaną rakietą przeciwlotniczą. Zdarzenie to było szokiem dla Amerykanów, spowodowało kryzys dyplomatyczny, ale to już zupełnie inna historia. Rakiety przeciwlotnicze i samoloty U-2 „spotykały się" jeszcze kilkakrotnie: w 1962 r. nad Kubą, w latach 1963 i 1964 nad Chinami.

Powstanie przeciwlotniczych zestawów rakietowych ostatecznie zdecydowało o zaprzestaniu rozwoju SM-30 oraz SM-50 (oczywiście MiG-19 nie pozostały „bezrobotne", na przykład w marcu 1964 r. MiG-19 lotnictwa NRD zestrzelił naruszający przestrzeń powietrzną amerykański samolot rozpoznawczy RB-66C).



SM-12PM



SM-12PMU

Interesującym wariantem MiG-19 był samolot SM-12 wraz z modyfikacjami: SM-12PM i SM-12PMU. Powstały one jako samoloty eksperymentalne do badań nowych wlotów powietrza. SM-12 to samolot MiG-19S mający wlot powietrza o zaostrzonych krawędziach i centralnym stożku. Powstało kilka prototypów, na których początkowo stosowano silniki RD-9BF-2, a następnie RZ-26. Trzeci prototyp, SM-12/3 z roku 1957, był najszybszym samolotem ze wszystkich MiG-19: osiągnął prędkość 1930 km/h. SM-12PM powstał przez przekonstruowanie wlotu i zmianę uzbrojenia. Stożek wlotu kryjący antenę stacji radiolokacyjnej miał w SM-12PM znacznie większe rozmiary niż w SM-12 i był ruchomy: zależnie od prędkości lotu przesuwał się wzdłuż osi. SM-12PM przekształcono później w myśliwiec wysokościowy o podobnym przeznaczeniu jak SM-50 i osiągający również pułap 24 000 m. Był to SM-12PMU z doczepionym pod kadłubem przyśpieszaczem U-19D, zawierającym silnik rakietowy RU-01Z oraz dwa odizolowane zbiorniki z paliwem i utleniaczem (kwasem azotowym). Na samolotach SM-12PMU oraz SM-50 z przyśpieszaczami latali Władimir Niefiodow i Grigorij Siedow. Próby były bardzo trudne, głównie ze względu na uzyskiwanie prędkości i wysokości lotu przekraczających te, dla których budowany był MiG-19.

Pierwszy naddźwiękowy samolot myśliwski MiG-19 utwierdził autorytet Mikojana jako konstruktora lotniczego światowej sławy.

Dwudziesty pierwszy

6

Niezmiennym celem rozwoju techniki lotniczej w latach pięćdziesiątych było osiągnięcie jak największej prędkości lotu. Dlatego też już w 1953 r., zanim wystartował pierwszy naddźwiękowy MiG-19, kilku konstruktorom zlecono przebadanie możliwości zbudowania w krótkim czasie samolotu o prędkości 2000 km/h. Zadanie utrudniał fakt, że nowa konstrukcja musiała być przy tym pełnowartościowym samolotem bojowym niosącym niezbędne wyposażenie i uzbrojenie. Wchodząc w nieznane spodziewano się licznych trudności: przede wszystkim niezbędny był silnik o większym ciągu, nowoczesny układ aerodynamiczny, nowe materiały konstrukcyjne w związku z wzrostem temperatury na powierzchni lecącego samolotu. Od nowa trzeba było rozwiązywać



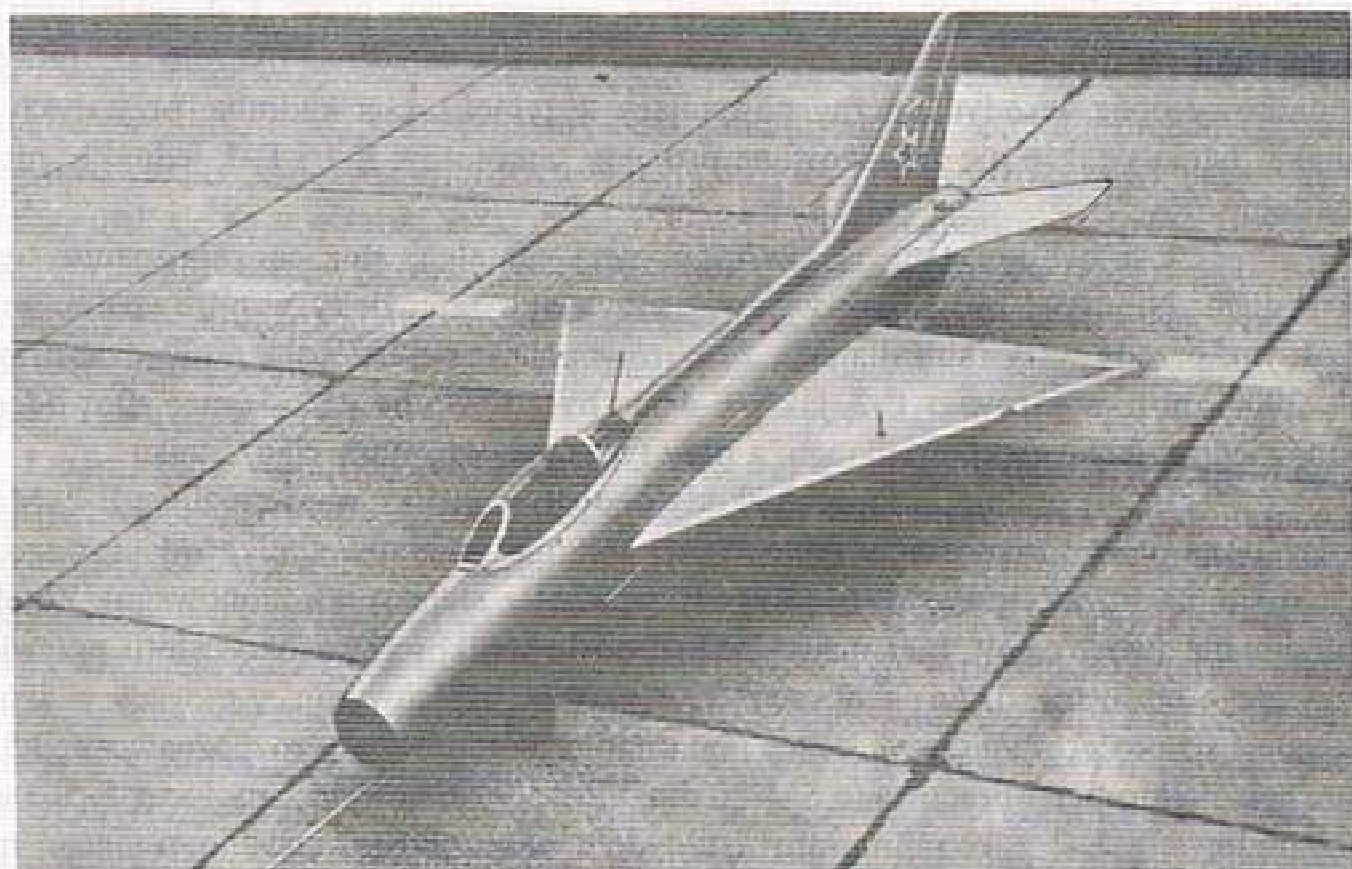
E-2

zagadnienia stateczności i sterowności. Rozważania teoretyczne są przydatne do pewnego momentu, później należy sprawdzić znalezione rozwiązania na samolotach eksperymentalnych. Prace nad tym zadaniem trwały kilka lat i wymagały olbrzymiego wysiłku uczonych, konstruktorów i pilotów doświadczalnych. W latach 1954–1958 powstały dziesiątki samolotów eksperymentalnych kilku zespołów konstruktorskich.

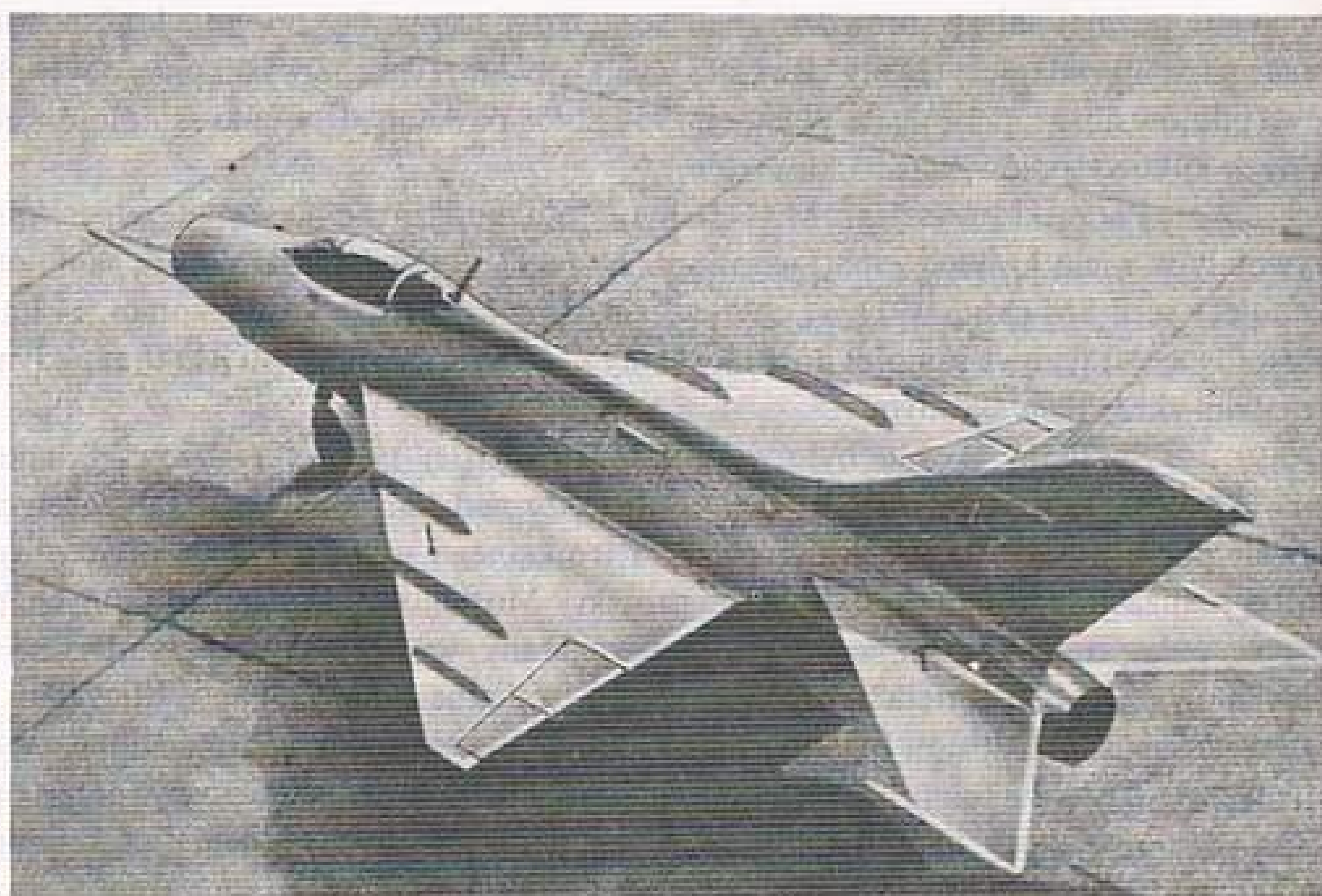
Początki przyszłego MiG-21 były dość niepozorne. Doświadczenia wojny w Korei wywołały w wielu krajach zapotrzebowanie na lekki, a nawet bardzo lekki, samolot myśliwski. Samoloty serii SM (MiG-19) były zbyt ciężkie, by sprostać tym wymaganiom. 14 lutego 1955 r. Mosołow oblatał nowy samolot doświadczalny E-2 z jednym silnikiem RD-9, smukłym kadłubem i cienkim skrzydłem skośnym.

Skrzydło skośne było wówczas najbardziej typowym i powszechnie przyjętym rozwiązaniem, lecz aerodynamicy pracowali także nad innymi układami. Teoretycznie już od dawna znano doskonałe własności skrzydła trójkątnego w locie z dużą prędkością. Pierwszą próbą realizacji tego układu były liczne projekty Moskalowa, Bartiniego i innych, pochodzące jeszcze z lat trzydziestych, a wśród nich oblatany w 1937 r. eksperymentalny samolocik Moskalowa SAM-9 „Striela", mający skrzydło trójkątne o niewielkim wydłużeniu. Oczywiście tym razem skala problemów była znacznie większa, głównie dlatego, że chodziło o samolot mający osiągać prędkość 2000 km/h. Wielkim entuzjastą skrzydła trójkątnego był aerodynamik Piotr Krasilszczikow, który namówił Mikojana, by przygotować także samolot z nowym płatem. Naukowcy obiecywali wiele korzyści: zwiększenie prędkości, zasięgu i zwrotności oraz zmniejszenie masy, a przez to możliwość wzmocnienia uzbrojenia.

Oblatany 16 czerwca 1956 r. przez Siedowa samolot eksperymentalny E-4 był powtórzeniem E-2, ale już z płatem trójkątnym. Górna powierzchnia skrzydeł była gładka, na dolnej zaś znajdowały się duże grzebienie aerodynamiczne, po jednym z każdej strony. Próbne



E-4/1



E-4/2

loty wykonywane na E-4 przez Siedowa przebiegały pomyślnie i dawały cenny materiał badawczy dotyczący nowego płata. W trakcie prób przerobiono skrzydła E-4 dając im po trzy niewielkie grzebienie aerodynamiczne. Były kłopoty z osiągnięciem przez E-4 zakładanej prędkości. Konstruktorzy długo poszukiwali przyczyny, którą ostatecznie okazało się nowe zjawisko: dodatkowy opór aerodynamiczny powstający w tylnej części kadłuba, przy dyszy wylotowej silnika. Istniały także nie zrealizowane projekty samolotów E-1 i E-3, jednakże nic o nich nie wiadomo.

E-4 był konstrukcją czysto eksperymentalną, służącą zapoznaniu się z nowym skrzydłem. Nie mógł on jednak wyjawić wszystkich zalet delty w porównaniu ze skrzydłem skośnym, przede wszystkim dlatego, że porównania takie należało prowadzić przy prędkości ok. 2000 km/h, a zarówno E-2, jak i E-4 nie były w stanie jej osiągnąć. Powodem był brak odpowiednio lekkiego, niewielkiego, a przy tym mającego duży ciąg, silnika.

Próbę ominięcia tej przeszkody podjęto w 1955 r. modernizując E-2. Modernizacja polegała na przekonstruowaniu tylnej części kadłuba i dodaniu silnika rakietowego S-155 (nad dyszą silnika turboodrzutowego TRD-9E, wewnątrz statecznika pionowego). Zbudowano ten samolot dla dwóch celów. Pierwszy — poznać nowe prędkości i wysokości lotu, przewidywane dla przyszłego myśliwca, drugi — opracować myśliwiec przechwytujący mogący w krótkim czasie osiągnąć stratosferę i zniszczyć lecący tam samolot bombowy lub rozpoznawczy. Był to więc ten sam cel, dla którego opracowano SM-30 oraz SM-50. Na nowym samolocie, E-50 (tak nazwano przebudowany E-2 z kombinowanym układem napędowym), chciano osiągnąć maksymalną prędkość i pułap, ograniczając przy tym uzbrojenie do 2 działek NR-30. Po raz pierwszy wystartował na E-50/1 Walentin Muchin w roku 1955, jednakże w jednym z kolejnych lotów tuż przed lądowaniem przestał pracować silnik turboodrzutowy; Muchin posadził samolot przed

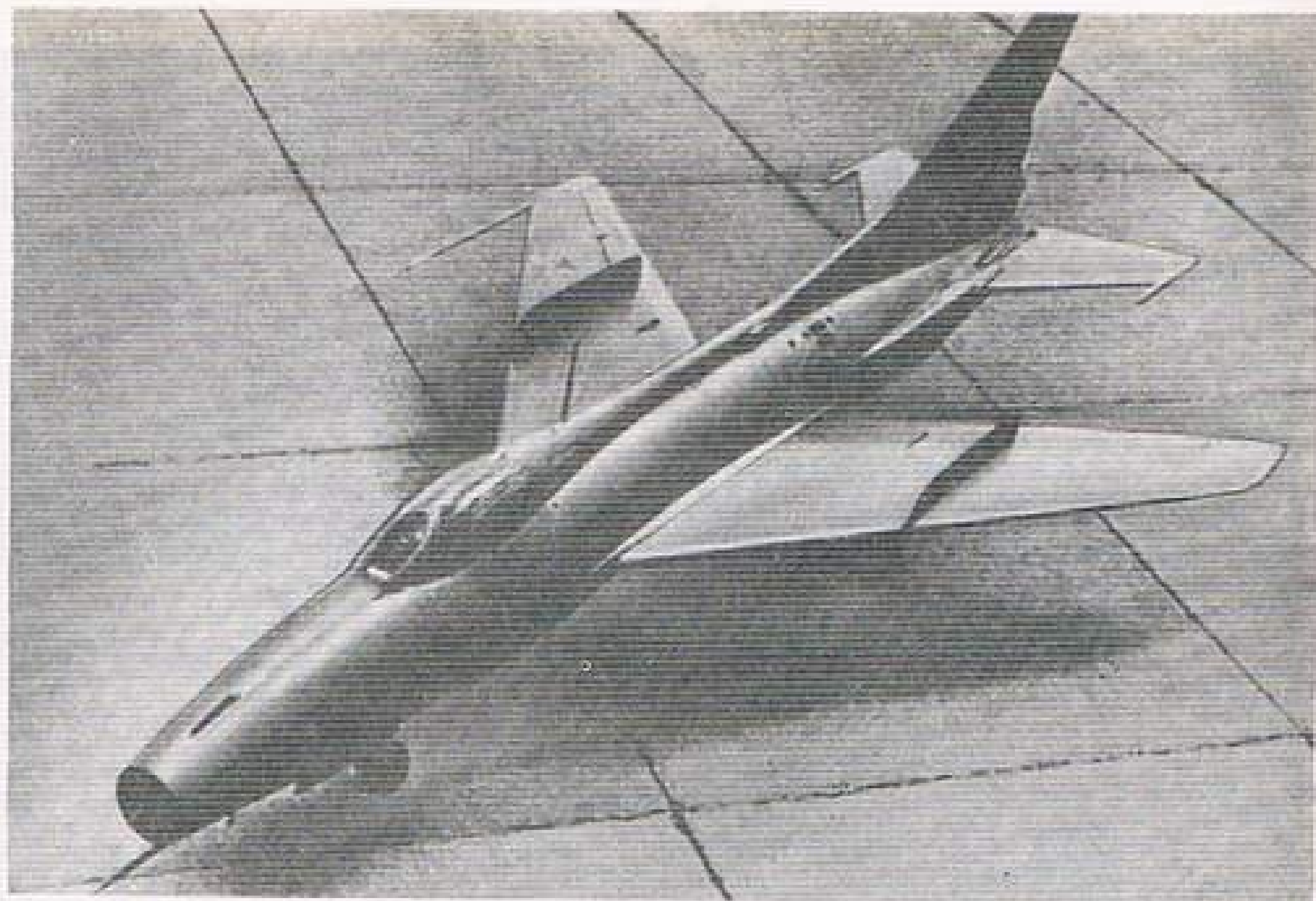


E-50/1

pasem. Szczęściem w nieszczęściu z katastrofy, w której samolot został całkowicie zniszczony, pilot wyszedł jedynie z drobnymi obrażeniami. W czasie gdy Muchin się leczył, na lotnisko przywieziono kolejny egzemplarz, E-50/2, oblatany przez Walentina Wasina, który przeprowadził na nim następnie najważniejszą część badań. Zachowanie się E-50 było dość specyficzne: w poddźwiękowym zakresie prędkości pojawiły się drgania usterzenia, samolot przechylał się na bok, lecz wystarczyło przekroczyć barierę dźwięku, by wszystko się uspokoiło. Zgodnie z planem prób Wasin wznosił się na wysokość 9000 m, tam dopiero włączał silnik rakietowy i po dwóch minutach znajdował się już na wysokości 20 000 m (silnik rakietowy spalał w tym czasie trzy tony nafty i utleniacza). Po naprawieniu ujawnionego uszkodzenia instalacji tlenowej Wasin wzniósł się na E-50 na wysokość 25 600 m, a 17 czerwca 1957 r. osiągnął rekordową wówczas w ZSRR prędkość 2460 km/h ($M = 2{,}33$).

Latem 1957 r. odbyła się prezentacja nowej techniki lotniczej dla dowódców wojskowych (był wśród nich marszałek Żukow). Szyjanow demonstrował start z wyrzutni znanego nam SM-30, Wasin zaś startował na E-50 włączając silnik rakietowy już na ziemi. Minęły zaledwie sekundy, gdy oderwawszy się od pasa startowego, ciągnąc za sobą wielometrowy płomień, E-50 zniknął z pola widzenia. Za loty na E-50 Wasin został odznaczony orderem Bohatera Związku Radzieckiego. Prace nad samolotem trwały nadal; trzeci zbudowany egzemplarz, E-50/3, miał inny kształt tyłu kadłuba i usterzenia pionowego. Nieusuwalną wadą E-50 był mały zasięg (450 km) związany z olbrzymim zużyciem paliwa przez silnik rakietowy. Samolot ten dał jednak konstruktorom niezastąpione doświadczenie, wykorzystane później przy budowie szybkich samolotów myśliwskich.

W 1956 r. zaistniała druga możliwość osiągnięcia takich prędkości. Po kilku latach prac gotowy był nowy silnik turboodrzutowy: AM-11. Jego budowę rozpoczął w 1954 r.



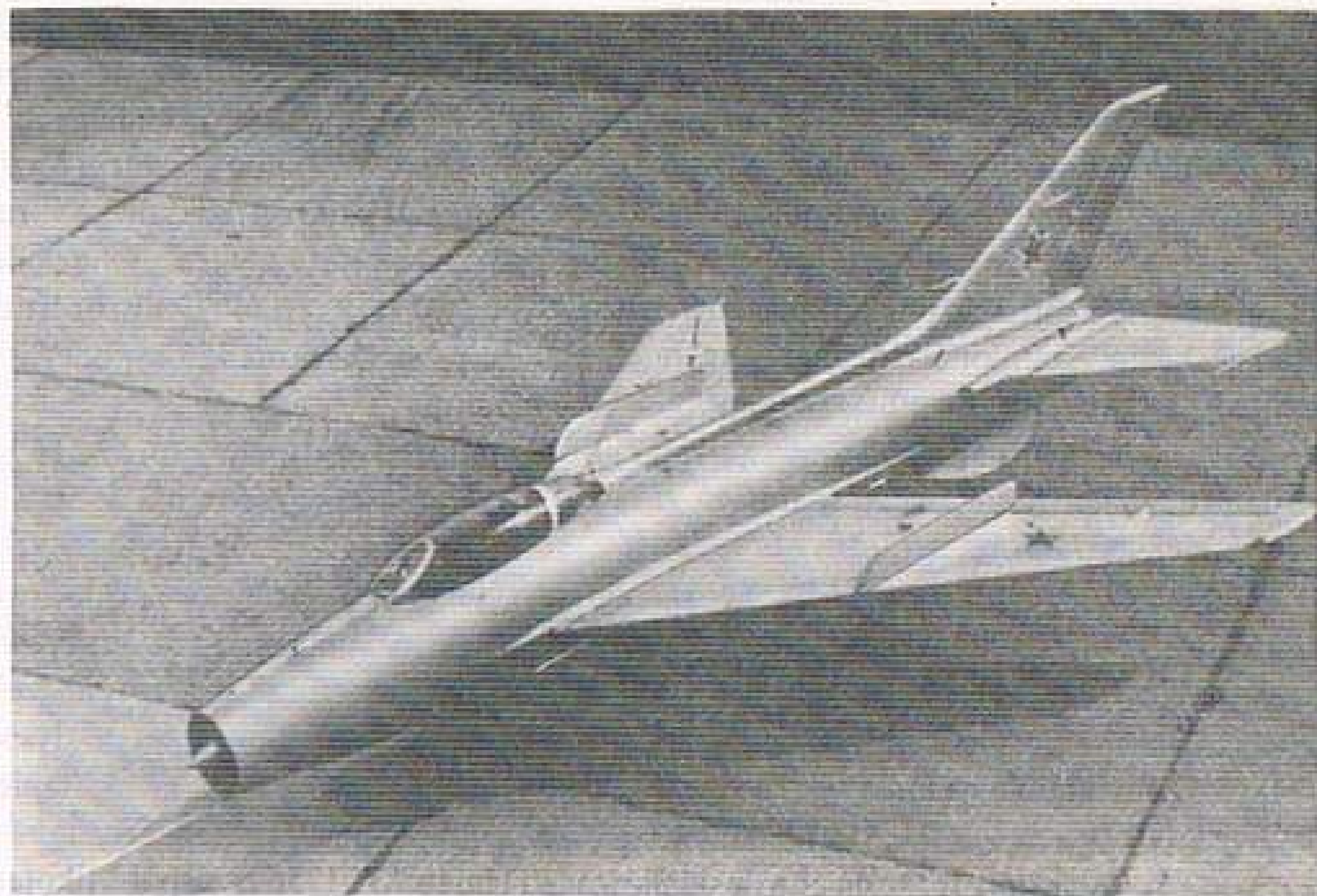
E-50/3

Aleksandr Mikulin, a ukończył w 1956 r. Siergiej Tumanski (Mikulin na początku 1955 r. ciężko zachorował i kierownictwo zespołu przekazał swojemu współpracownikowi). Od silnika RD-9 (AM-9) nowy — RD-11 (AM-11) — różnił się układem dwuwałowym: na wale pierwszej turbiny obracała się druga, napędzały one także dwa oddzielne wirniki sprężarki (nisko- i wysokociśnieniowy). Taka konstrukcja umożliwiła duży przyrost ciągu oraz dużą stabilność pracy przy zmianie zakresów. Silnik okazał się później bardzo perspektywiczny, przez minione 30 lat przeszedł liczne modyfikacje i użytkowany jest na wielu samolotach bojowych ZSRR. W pierwszym wariancie z 1956 r. RD-11 miał ciąg 50,0 kN.

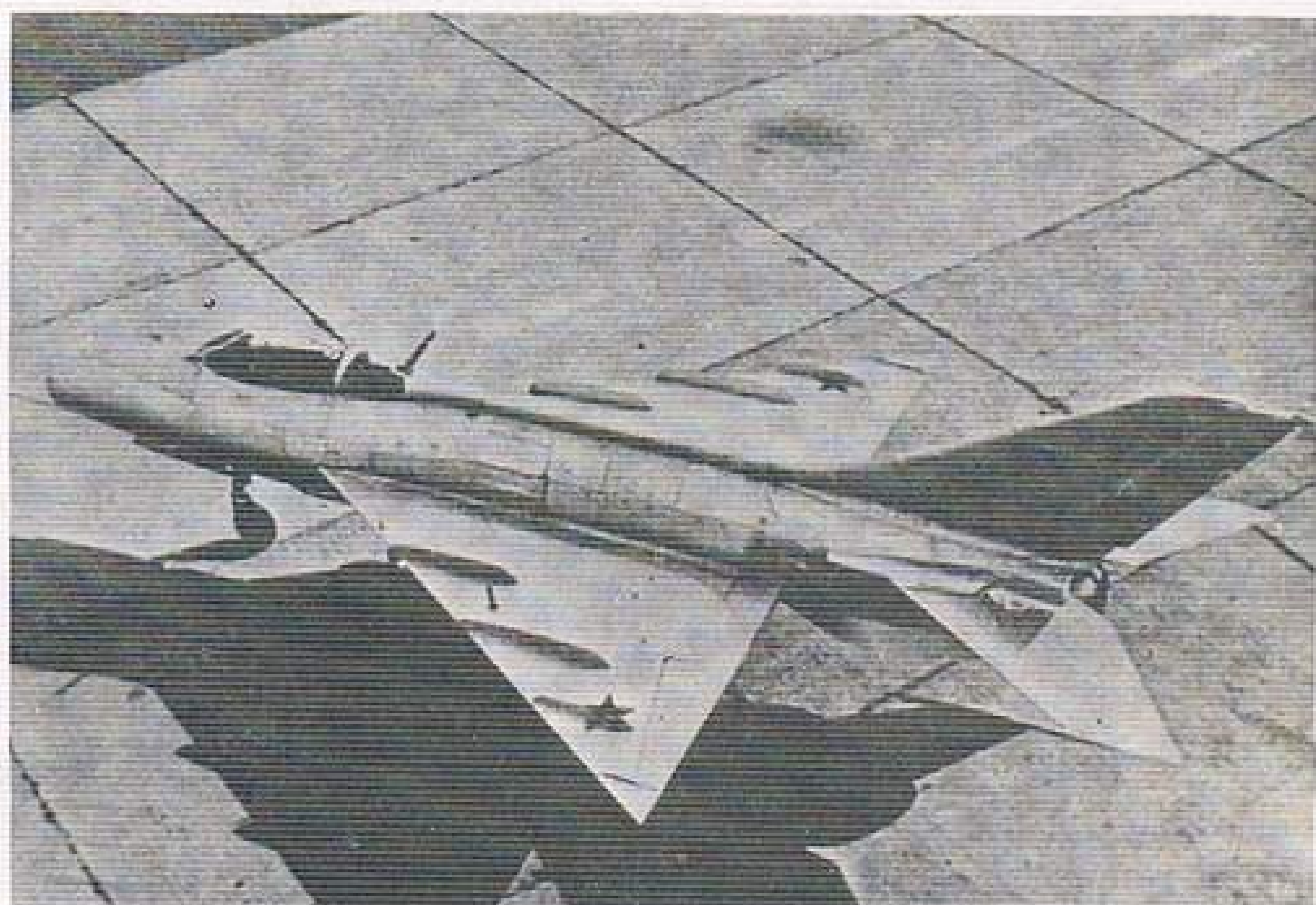
Na początku roku 1956 nowy silnik zastosowano na E-2 tworząc tym samym samolot E-2A z pogrubionym tyłem kadłuba, a także wysoką prowadnicą aerodynamiczną na każdym skrzydle. Pierwszy lot na E-2A wykonał Siedow, on także 22 marca 1956 r. osiągnął rekordową wówczas w ZSRR prędkość 1900 km/h.

Kolejnym samolotem był E-5 (inaczej I-500), powstały przez zamontowanie silnika RD-11 na E-4/2. Przebudowie uległ tył kadłuba, zmieniły się też nieco skrzydła (miały ostre końcówki). E-5, oblatany w 1956 r. przez Władimira Niefiodowa, miał posłużyć sprawdzeniu własności skrzydeł trójkątnych przez porównanie z analogicznym E-2A ze skrzydłami skośnymi. Rezultaty prób porównawczych wykazały wyższość skrzydeł trójkątnych, mimo że osiągi obu samolotów różniły się nieznacznie. E-5 dysponował lepszą statecznością i sterownością, jego skrzydła były lżejsze i sztywniejsze.

Za skrzydłem skośnym przemawiało większe doświadczenie w jego budowie i użyciu. Czy opłaci się opanowywać nowe technologie i nawyki, jeśli korzyść z tego jest tak niewielka? Między zwolennikami obu rozwiązań rozgorzały zacięte spory i dyskusje. Przed podjęciem decyzji Mikojan niejednokrotnie wyjeżdżał na poligon, gdzie odbywały się próbne loty, rozmawiał z pilotami doświadczalnymi. Jednocześnie konstruktorzy analizowali doniesienia zagraniczne



E-2A



E-5 (I-500)

chcąc poznać osiągnięcia innych i tendencje panujące w lotnictwie światowym. Szeroko reklamowanym samolotem był wówczas amerykański F-104 Starfighter, swoje pierwsze loty wykonywał francuski Mirage. Konstruktorzy z zespołu Mikojana przebadali ich układy. Na przykład przygotowali projekt, a następnie model myśliwca z krótkim skrzydłem prostym, jednak po próbach w tunelu aerodynamicznym odrzucili ten wariant. Ostatecznie wybrano wariant E-5, a więc samolot z trójkątnym skrzydłem i klasycznym usterzeniem. Obaj piloci, Siedow i Niefiodow, po serii lotów doświadczalnych na E-2A oraz E-5 otrzymali tytuły Bohatera Związku Radzieckiego. Samolot E-2A przedstawiono publicznie 24 czerwca 1956 r. podczas tradycyjnej defilady lotniczej na podmoskiewskim lotnisku Tuszyno.

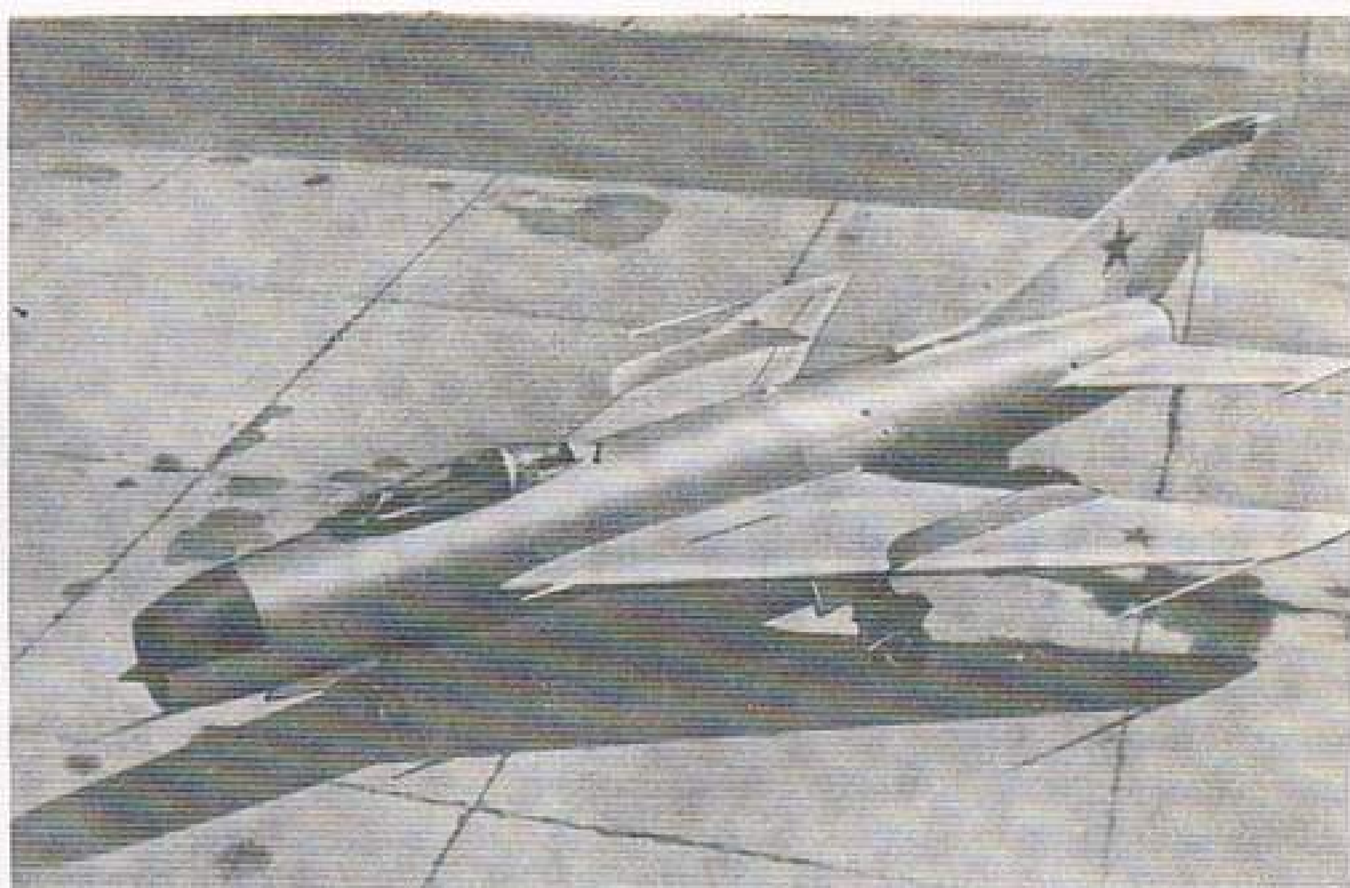
Również na E-50 zamontowano nowy silnik turboodrzutowy AM-11F. Po dodaniu drugiego silnika rakietowego w dużym zasobniku pod kadłubem, powstał E-50A, zbudowany w krótkiej serii ok. 10 sztuk.

20 grudnia 1956 r. Mikojanowi nadano tytuł Generalnego Konstruktora (dotychczas był Głównym Konstruktorem). Wraz z Mikojanem otrzymał go także Tumanski, twórca silnika do przyszłego MiG-21. Nie był to tylko wyraz uznania dla konstruktora, ale jednocześnie znaczne rozszerzenie kompetencji i możliwości działania, wiążące się z oddaniem mu do dyspozycji wielu innych grup zajmujących się pokrewnymi zagadnieniami. Zespół taki jest w stanie prowadzić jednocześnie prace w kilku kierunkach, nad samolotami różnego przeznaczenia.

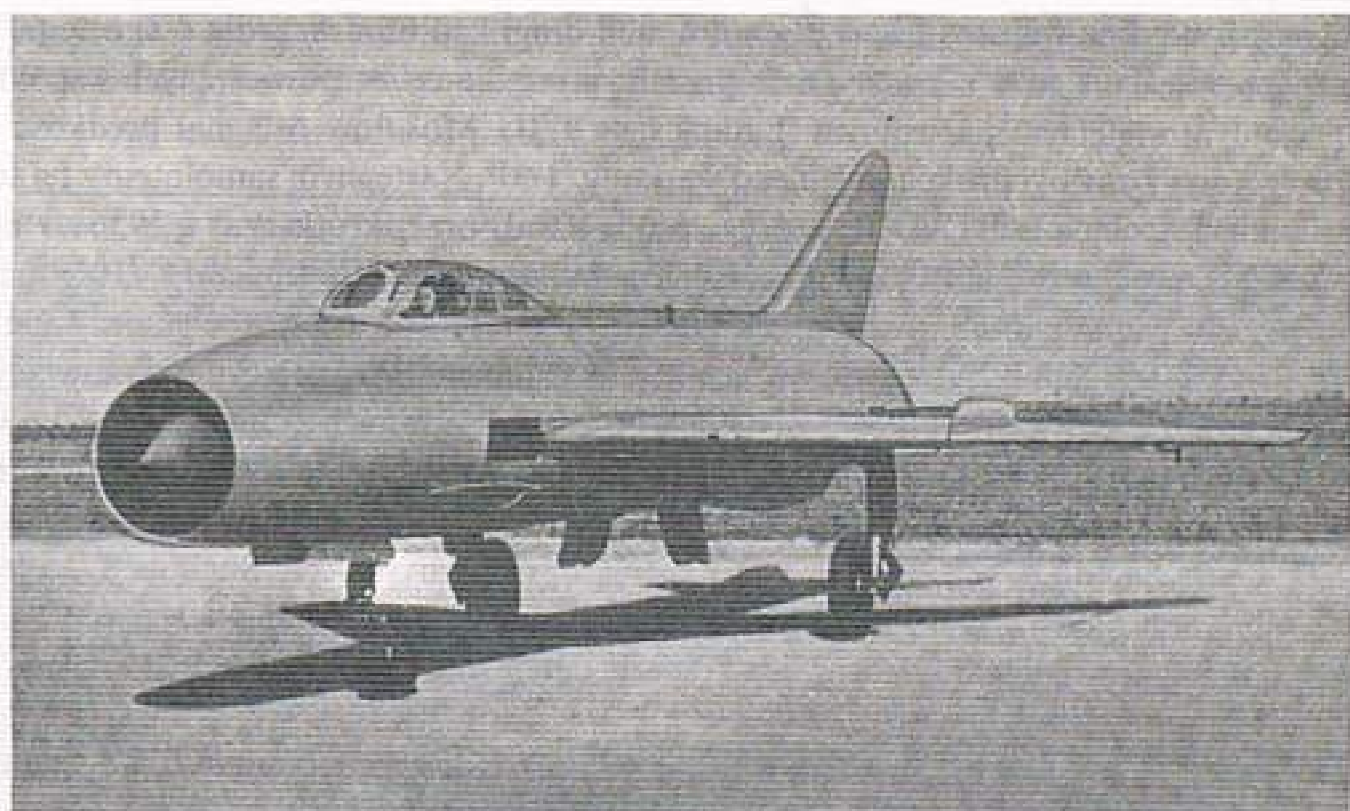
Odejdźmy teraz na chwilę od głównego tematu. W 1956 r. zespół Mikojana pracował nie tylko nad serią lekkich samolotów myśliwskich E. Kontynuowano poszukiwania optymalnych form nieco cięższego myśliwca przechwytującego. Serię tę, oznaczoną literą I, rozpoczął w 1953 r. samolot I-1 (I-370, oblatany jesienią 1954 r.) będący odpowiednikiem SM-9, lecz z jednym silnikiem WK-7F. Jego prędkość wynosiła zaledwie 1300 km/h, dlatego najpierw zwiększono skos



E-50A



I-3U (I-400)



I-7U

skrzydła (samolot I-2), a w 1956 r. zbudowano I-3 (I-380, nie oblatany), szybko przebudowany w doskonalszy wariant: I-3U (I-400). Konstruktorzy użyli w nim nowe, nie stosowane dotychczas w lotnictwie materiały. Chodziło przede wszystkim o zapewnienie odpowiedniej wytrzymałości konstrukcji w locie z dużą prędkością, gdy ulega ona nagrzaniu. Przemysł przygotował specjalne stopy stali i tytanu, technolodzy — metody ich obróbki. Zakład doświadczalny budujący I-3U



I-75

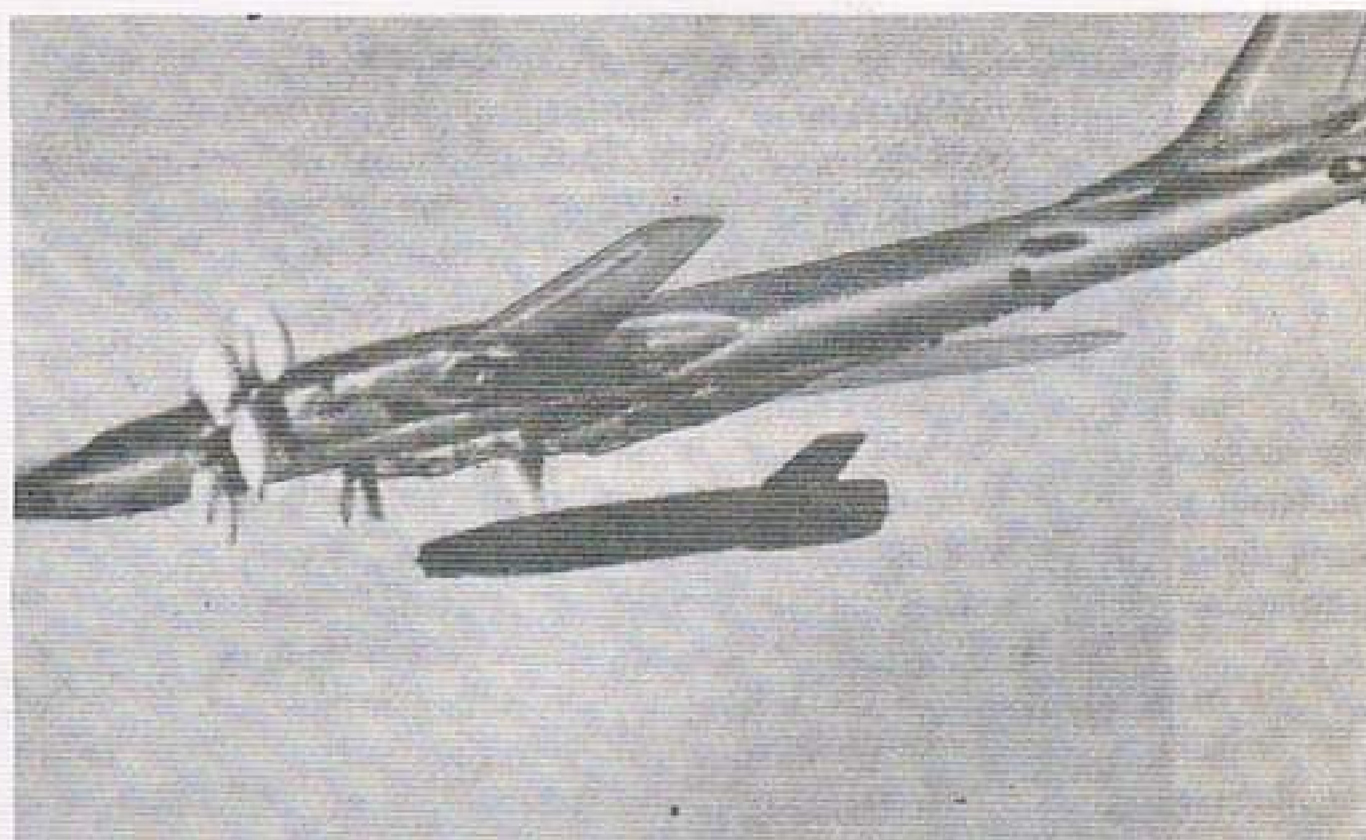
wyposażono w nowe urządzenia. Samolot miał długi kadłub i skrzydła o skosie 60°. Nowością było wyposażenie go w urządzenie do przechwytywania celów powietrznych współdziałające ze specjalnym systemem naziemnym. Latający na I-3U Mosołow osiągnął prędkość 1960 km/h. Przygotowywany był projekt kolejnego wariantu: I-3P. Następnym samolotem z tej serii był I-7U z silnikiem Archipa Lulki AL-7F, którego próby trwały przez krótki czas w 1956 r. i nie przyniosły sukcesu. Opracowano kilka modyfikacji tego samolotu, m.in. I-7P (inaczej I-410) oraz I-7K, które nie wyszły poza stadium wstępne. W 1957 r. powstały kolejne warianty nazwane I-75 (silnik AL-7F) i I-75F (silnik AL-7F-1) będące myśliwcami przechwytującymi stanowiącymi element automatycznego systemu przechwytywania celów powietrznych „Uragan-5". Wyposażone były w stację radiolokacyjną „Uragan-5B" i uzbrojone w dwie ciężkie rakiety kierowane powietrze-powietrze o dużym zasięgu. Pilot doświadczalny F. Burcew osiągnął na I-75F prędkość 2300 km/h. Samoloty serii I powstawały jednocześnie z myśliwcem Suchoja T-3 i jego dalszymi rozwinięciami. Do produkcji seryjnej zakwalifikowano dwa samoloty spośród Su: T-43 oraz T-47. Z oznaczeniami Su-9 oraz Su-11 przez wiele lat były one podstawowymi radzieckimi myśliwcami przechwytującymi.

Koniec lat pięćdziesiątych to okres „rakietowego boomu". Wśród wielu teoretyków wojskowych i polityków dało o sobie znać niedocenianie, a nawet lekceważenie możliwości samolotu. Wydawało się, że wszystkie jego funkcje jest w stanie znacznie lepiej wypełnić rakieta. Zjawisko to dotarło również do Związku Radzieckiego. Jego pojawienie się związane było nie tylko z rzeczywistym wzrostem możliwości rakiet, ale również z faktem, że do uzbrojenia sił strategicznych USA wchodziły pierwsze międzykontynentalne pociski rakietowe „Atlas", „Titan" i „Polaris", a w Europie stacjonowały inne rakiety amerykańskie zdolne osiągnąć terytorium ZSRR. Związek Radziecki dokonał w tej sytuacji znacznego skoncentrowania środków na własne prace w dziedzinie techniki rakietowej. Decyzja ta była usprawiedliwiona, ale mogła prowadzić do niebezpiecznego zachwiania równowagi w strukturze sił zbrojnych. Zaprzestano rozwoju

niektórych typów samolotów bojowych, mimo ich dobrych parametrów taktyczno-technicznych. Mikojan pozostał wierny samolotom, choć wielokrotnie proponowano mu przejście do pracy nad techniką rakietową. Napięcia te szybko przezwyciężono i samoloty odzyskały należną im pozycję. Okazało się, że nie ma problemu „samolot czy rakieta", że oba te rodzaje uzbrojenia wzajemnie się uzupełniają.

Innym rezultatem preferowania rakiet było zaniedbanie charakterystyk manewrowych i przekształcenie samolotu w „pilotowaną rakietę". Z uzbrojenia wielu myśliwców przełomu lat pięćdziesiątych i sześćdziesiątych usunięto działka. Wprowadzono nową taktykę zwalczania celów powietrznych, polegającą na wykonaniu jednego ataku i odpaleniu z dużej odległości pocisków rakietowych. Klasycznym przykładem tej tendencji jest samolot F-104 Starfighter. Szybko okazało się jednak, że jest ona błędna: w walce powietrznej występuje także forma manewrowa, działka lotnicze zaś są skuteczne w boju na bliskich odległościach, poniżej minimalnej odległości rażenia rakiet kierowanych.

W drugiej połowie lat pięćdziesiątych następował proces przezbrajania samolotów lotnictwa strategicznego. Zamiast klasycznego uzbrojenia bombowego otrzymały one kierowane pociski rakietowe i odrzutowe powietrze-ziemia o zasięgu kilkuset kilometrów, co pozwoliło atakować cel z dużej odległości nie wchodząc w strefę działania obrony przeciwlotniczej przeciwnika. Pierwszym ze znanych samolotów-pocisków był KS, zbudowany w OKB Mikojana. Teraz chodziło o opracowanie konstrukcji o znacznie większych rozmiarach i osiągach. Nowe zadanie realizowali wspólnie Andriej Tupolew i Artiom Mikojan. Podstawą kompleksu bojowego stał się ciężki strategiczny samolot bombowy Tu-95 z długim skrzydłem skośnym i czterema silnikami turbośmigłowymi. Piętnaście egzemplarzy Tu-95 z podwieszonymi pod kadłubami, pomalowanymi na jasnopomarańczowy kolor samolotami-pociskami K-20 konstrukcji zespołu Mikojana i Guriewicza, przedstawiono w czasie pokazów w Tuszyno w 1961 r. Niewiele można



Samolot-pocisk K-20 startuje spod kadłuba Tu-95

powiedzieć o pocisku K-20, jedynym źródłem informacji są nieliczne zdjęcia. Jego masę szacuje się na około 8–10 ton, kształtem przypomina on nieco samolot MiG-19 (jego prototypem był SM-20), napędzany jest przez jeden silnik turboodrzutowy. Po odpaleniu z nosiciela leci do celu po zaprogramowanym torze zmieniając kierunek i wysokość w celu utrudnienia działań obrony przeciwlotniczej.

Wróćmy do głównego wątku tego rozdziału. Po decyzji o wyborze skrzydła trójkątnego do nowego myśliwca, w 1958 r. zbudowano prototyp E-6 z silnikiem R-11F-300 o ciągu 53,9 kN. Od E-5 różnił się on smuklejszym kadłubem, konstrukcją kabiny i rozmieszczeniem wlotów powietrza do chłodzenia silnika. Pod przebudowaną końcową częścią kadłuba dwie prowadnice aerodynamiczne zastąpiono jedną centralną. Skrzydła nadal miały po trzy grzebienie, ich zakończenia zostały ścięte podobnie jak w E-4/2. Od E-5 różniło E-6 także przeznaczenie: nie był to już samolot eksperymentalny mający wykazać zalety i wady nowego rozwiązania, ale wzorzec do przewidywanej produkcji seryjnej.

Próby E-6/1 powierzono Władimirowi Niefiodowowi. Przebiegały one pomyślnie, Niefiodow osiągnął na E-6 prędkość odpowiadającą liczbie Macha $M = 2{,}05$ na wysokości 12 500 m. Jednak w siódmym locie, 28 maja 1958 r., na wysokości 18 000 m pilot odczuł wybuch, silnik przestał pracować, uszkodzony był układ sterowania. Z ziemi padł rozkaz katapultowania się, jednak Niefiodow próbował ratować samolot i dane z przyrządów pomiarowych (właśnie w locie z nie pracującym silnikiem są one przecież najbardziej pożyteczne). Liczył na to, że uda mu się ponownie uruchomić silnik, w końcu pilot doświadczalny jest na taką sytuację przygotowany. Tym razem jednak silnik nie pracował. Podczas próby lądowania samolot spadł z wysokości 1–2 metrów na pas startowy, przewrócił się i zapalił. Ciężko ranny Niefiodow w kilka godzin



E-6/1

później zmarł. Ten młody, niespełna trzydziestoletni, pilot doświadczalny wniósł ogromny wkład w powstanie znanego na całym świecie samolotu myśliwskiego MiG-21.

Po katastrofie specjalna komisja szukała jej przyczyn. Okazało się, że nieszczęście pilota było aż potrójne. Najpierw powstał pompaż wlotu powietrza, co zatrzymało silnik. Ponowne uruchomienie silnika było niemożliwe wskutek nagrzania się rozchodowego zbiornika paliwa: znajdująca się w nim nafta przeszła w stan lotny. Trzecią, bezpośrednią przyczyną katastrofy było uszkodzenie układu hydraulicznego w systemie sterowania, jakie nastąpiło tuż nad lotniskiem. E-6 miał włączający się samoczynnie zapasowy układ elektryczny, jednakże wymagał on od pilota nieco innego działania. Gdyby Niefiodow miał kilka sekund na przystosowanie doń swoich reakcji, wylądowałby pomyślnie. Niestety, tych sekund zabrakło.

Konstruktorzy kolejno zajęli się trzema ujawnionymi problemami. Najbardziej złożone okazało się opracowanie wlotu powietrza. Wraz ze wzrostem prędkości samolotu odrzutowego coraz większego znaczenia nabierała tzw. aerodynamika wewnętrzna. W samolotach poddźwiękowych wpływ wlotu powietrza i kanałów doprowadzających je do silnika był niewielki. Wraz z osiągnięciem prędkości dźwięku rozpoczęły się problemy. W samolocie MiG-19 obrzeże nieregulowanego wlotu powietrza stało się węższe, ostrzejsze niż przedtem. Dla prędkości 2000 km/h to już nie wystarczało. Szeroki zakres prędkości zmuszał konstruktorów do budowy dyfuzorów wlotowych jednakowo dobrze pracujących w różnych warunkach. Ich układ musiał być regulowany tak, by przy każdej prędkości lotu dostarczać silnikowi określony zasób powietrza oraz optymalnie kierować jego strumieniem. Tylko dzięki temu można uzyskać najmniejsze straty ciągu silnika. Podstawową zasadą jest to, że im większa prędkość, a mniejsza wysokość lotu, tym mniejszy powinien być przekrój wlotu powietrza. Wlot powietrza do E-6 testowano na doświadczalnych SM-12, będących wariantami MiG-19. Miał on ostre obrzeże, a w środku umieszczono stożek. Katastrofa Niefiodowa dowiodła, że nie wszystko przewidziano (co prawda E-6 latał o 200 km/h szybciej niż najszybszy z wariantów MiG-19 — SM-12/3). Trzeba było starannie przeanalizować całą drogę powietrza przez samolot: od wlotu, poprzez kanały, silnik, do dyszy wylotowej. Przeprowadzono doświadczenia w specjalnym tunelu aerodynamicznym i na ich podstawie dokonano niezbędnych poprawek. Próby w locie podzielono między trzech pilotów doświadczalnych, każdy z nich zajął się innym zagadnieniem. Wloty powietrza na E-6 badał jeden ze starszych radzieckich pilotów doświadczalnych, Konstantin Kokkinaki. Uruchamianiem silnika w locie z dużą prędkością zajął się Siedow. Mosołow otrzymał zadanie wypróbowania nowego układu sterowania.

W systemie sterowania prototypu E-6 zastosowano takie samo rozwiązanie, jak na MiG-19, czyli podstawowy układ hydrauliczny i awaryjny elektryczny. Piloci zwracali uwagę na fakt, że oba systemy pracują w nieco inny sposób i trzeba kilku sekund na przystosowanie się do tego. Do katastrofy Niefiodowa nie wydawało się to jednak tak istotnym problemem. Teraz postanowiono przyjąć na E-6 nowe rozwiązanie. Początkowo myślano o unowocześnieniu istniejącego systemu elektrycznego, jednak kierownik grupy sterowania, Rostisław Bielakow, sprzeciwił się temu i zaproponował nowy awaryjny układ hydrauliczny. Na E-6/2 (oblatany przez Kokkinakiego) samoczynne przestawienie układu głównego na rezerwowy następowało niemal niezauważalnie dla pilota.

W grudniu 1958 r. wystartował kolejny prototyp, E-6/3, a jednocześnie rozpoczęła się produkcja seryjna samolotu nazwanego MiG-21F (jeszcze w 1958 r. zbudowano pierwsze 30 egzemplarzy). Drugi i trzeci prototyp E-6 oraz samoloty seryjne miały na każdym skrzydle już tylko jeden niewielki grzebień aerodynamiczny.

Dopracowanie płatowca i silnika E-6 dobiegało końca. Pozostała jeszcze jedna, niezwykle ważna sprawa: uzbrojenie. Na prototypach i seryjnych MiG-21F znajdowały się dwa



MiG-21F (fot. P. Butowski)

działka NR-30, umieszczone po obu stronach dolnej części kadłuba. Nowym uzbrojeniem przekazanym zespołowi Mikojana były pociski kierowane z głowicami samonaprowadzającymi się biernie na podczerwień. Taki układ kierowania rakiet ma liczne zalety w porównaniu z naprowadzaniem zdalnym zastosowanym wcześniej w rakietach K-5. Przede wszystkim teraz wystarczy jedynie po zgrubnym wycelowaniu odpalić rakietę i sama podąża ona do celu: przedtem było konieczne ciągłe śledzenie celu przez stację radiolokacyjną samolotu myśliwskiego, co ograniczało manewr po odpaleniu pocisku. Pocisk z głowicą na podczerwień jest tańszy, prostszy w produkcji, a także nie wymaga instalowania stacji radiolokacyjnej na samolocie myśliwskim, może być odpalany przy udziale celownika optycznego. Wadą rakiety na podczerwień jest głównie duża wrażliwość na warunki atmosferyczne. Do jej wystrzelenia trzeba mieć kontakt wzrokowy z celem, w okolicy celu nie mogą występować silne kontrasty świetlne (słońce, podświetlone krawędzie chmur itp.). Wymaga ona także w większości wypadków odpalania z tylnej półsfery celu, w kierunku dyszy wylotowej silnika.

W samolocie MiG-21 konstruktorzy użyli pocisk na podczerwień K-13. Jego początkowy wariant testowano na egzemplarzu MiG-19S oznaczonym SM-9/3T, następnie próby kontynuowano na E-6T i wprowadzono pocisk do uzbrojenia seryjnych MiG-21F-13.

Na trzecim prototypie (E-6/3) pobito absolutny światowy rekord prędkości lotu (pierwszy rekord w tej klasie dla Związku Radzieckiego). Gieorgij Mosołow w październiku 1959 r. osiągnął na trasie 15–25 km średnią prędkość 2387 km/h; w jednym z dwóch mierzonych przelotów prędkość wynosiła 2504 km/h. Samolot ten zgłoszono do FAI (Fédération Aéronautique Internationale) pod oznaczeniem E-66, a silnik pod nazwą fabryczną R-37F. W rok później, również na E-66, Konstantin Kokkinaki przeleciał trasę zamkniętą o długości 100 km ze średnią prędkością 2149 km/h.

MiG-21 był w ciągu wielu lat produkowany masowo i nieustannie unowocześniany, dlatego też w każdej wersji można wyróżnić wiele wariantów różniących się drugorzędnymi

szczegółami. Aby w jakiś sposób uporządkować jego historię, podzielmy wszystkie wersje seryjne (a było ich łącznie szesnaście) na cztery generacje.

Pierwsza znajduje się w uzbrojeniu od roku 1959. Są to myśliwce przewidziane głównie do działań dziennych i przy dobrej pogodzie, o podstawowym wyposażeniu. Najważniejszym reprezentantem tej grupy jest MiG-21F-13.

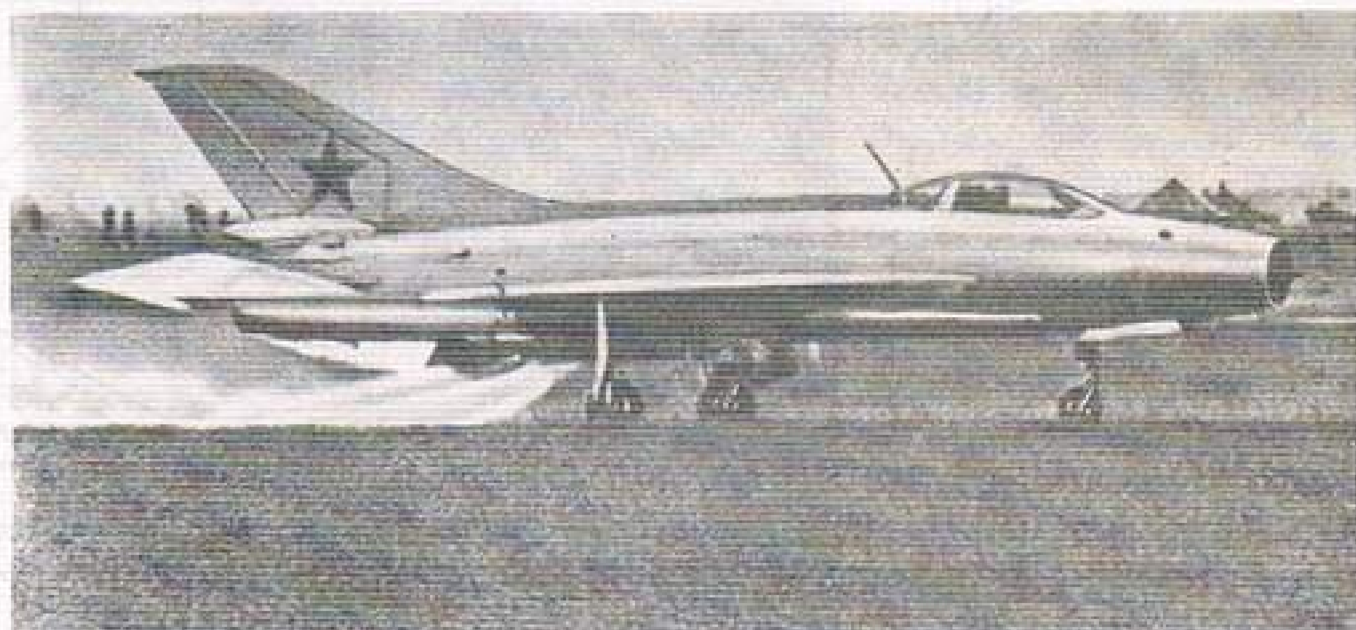
Druga to myśliwce przechwytujące (MiG-21PF, MiG-21PFM) z celownikami radiolokacyjnymi RP-21. Mogą prowadzić działania w trudnych warunkach atmosferycznych i nocą oraz mogą być uzbrojone w pociski rakietowe z naprowadzaniem radiolokacyjnym.

Trzecia — począwszy od końca lat sześćdziesiątych — to wielozadaniowe samoloty myśliwskie (MiG-21-SM i jego warianty: MiG-21M, MiG-21MF, MiG-21SMT i inne). W porównaniu z poprzednimi mają lepsze uzbrojenie (4 wysięgniki pod skrzydłem oraz stałe działko GSz-23Ł), lepsze wyposażenie oraz silnik R-13.

Czwarta generacja to MiG-21bis z silnikiem R-25 oraz unowocześnionym wyposażeniem i uzbrojeniem.

Samoloty MiG-21F (typ 72) miały bardzo wąski i wysoki statecznik pionowy oraz 2 działka NR-30. Kolejne, MiG-21F-13, miały uzbrojenie rakietowe składające się z dwóch pocisków K-13, za to uzbrojenie artyleryjskie ograniczono do jednego działka z lewej strony kadłuba. Począwszy od 115. egzemplarza MiG-21F-13 (typ 74) poszerzono i skrócono usterzenie pionowe oraz zmieniono zamknięcie kabiny, z wiatrochronu zniknęły osłony mechanizmu zamykającego. Zapas paliwa w zbiornikach wewnątrzskrzydłowych zwiększył się o ok. 200 dm^3. Wariantem późnoseryjnego MiG-21F-13 był samolot produkowany na licencji w Czechosłowacji w latach 1962–1966. Od wzorca radzieckiego różnił się on nieoszkloną tylną częścią osłony kabiny.

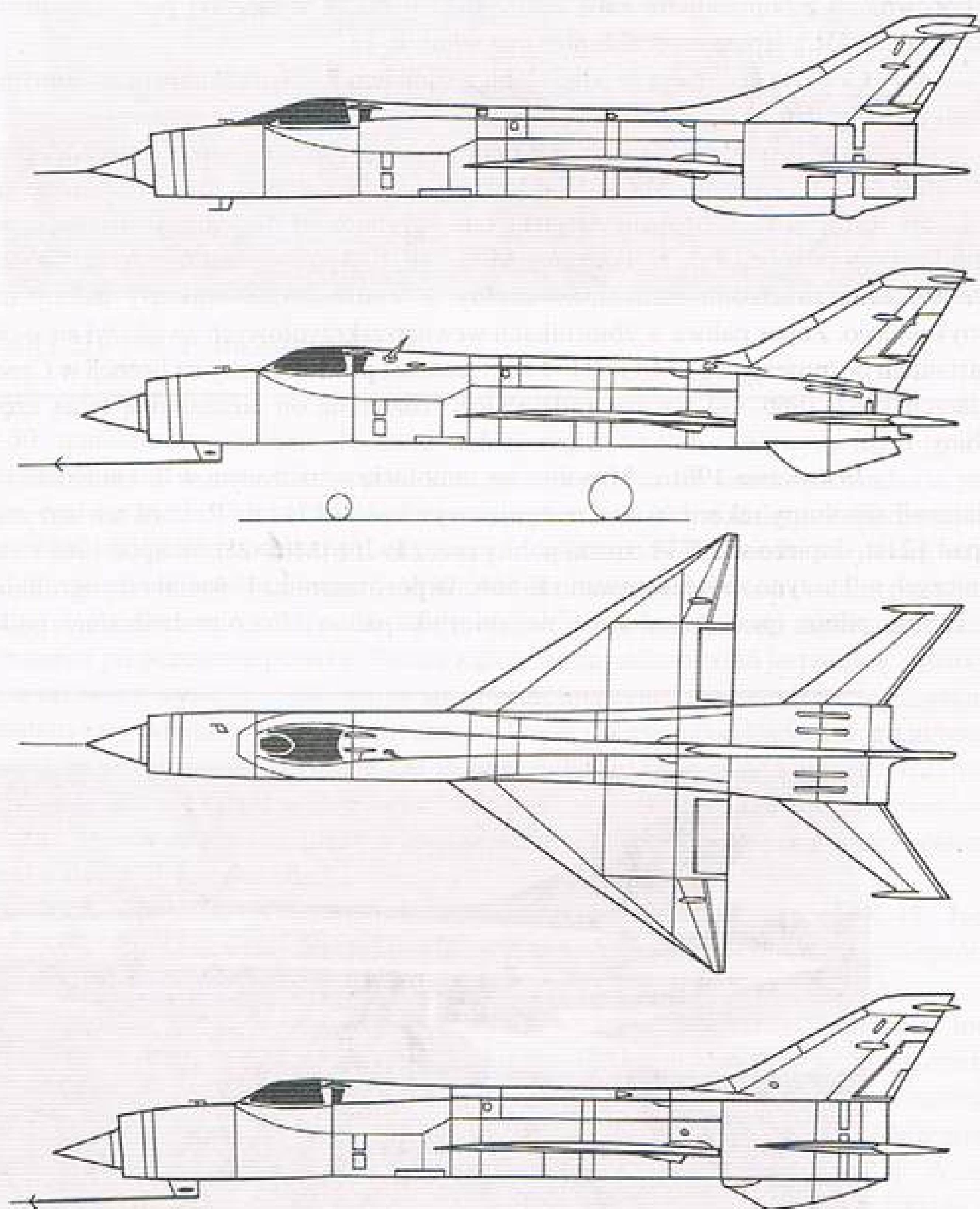
28 kwietnia 1961 r. Mosołow na samolocie oznaczonym w dokumentacji FAI E-66A ustanowił absolutny rekord świata, osiągając wysokość 34 714 m. Rekord ten utrzymał się przez ponad 12 lat, dopiero w 1973 r. został pobity przez E-266 (MiG-25). W lipcu 1961 r. na pokazach lotniczych w Tuszyno zaprezentowano E-66A. W porównaniu z E-6 miał on pogrubioną owiewkę za kabiną pilota (prawdopodobnie na zbiornik paliwa) oraz podwieszony pod kadłubem



E-6W

przyśpieszacz rakietowy na paliwo ciekłe U-2, o ciągu 29,4 kN. W Tuszyno pokazano jeszcze inne samoloty Mikojana i Guriewicza: seryjne MiG-21F oraz MiG-21F-13 i doświadczalne E-6W, E-152A oraz E-7.

Start E-6W demonstrował Aleksandr Fiedotow, jeden z młodszych pilotów doświadczalnych OKB Mikojana i Guriewicza. Samolot ten był kolejnym prototypem służącym poszukiwaniu sposobów skracania długości rozbiegu i dobiegu: pod kadłubem miał dwa startowe przyśpieszacze prochowe, a u podstawy statecznika pionowego pojemnik ze spadochronem hamującym. W przyszłości oba te rozwiązania zastosowano na seryjnych MiG-21.



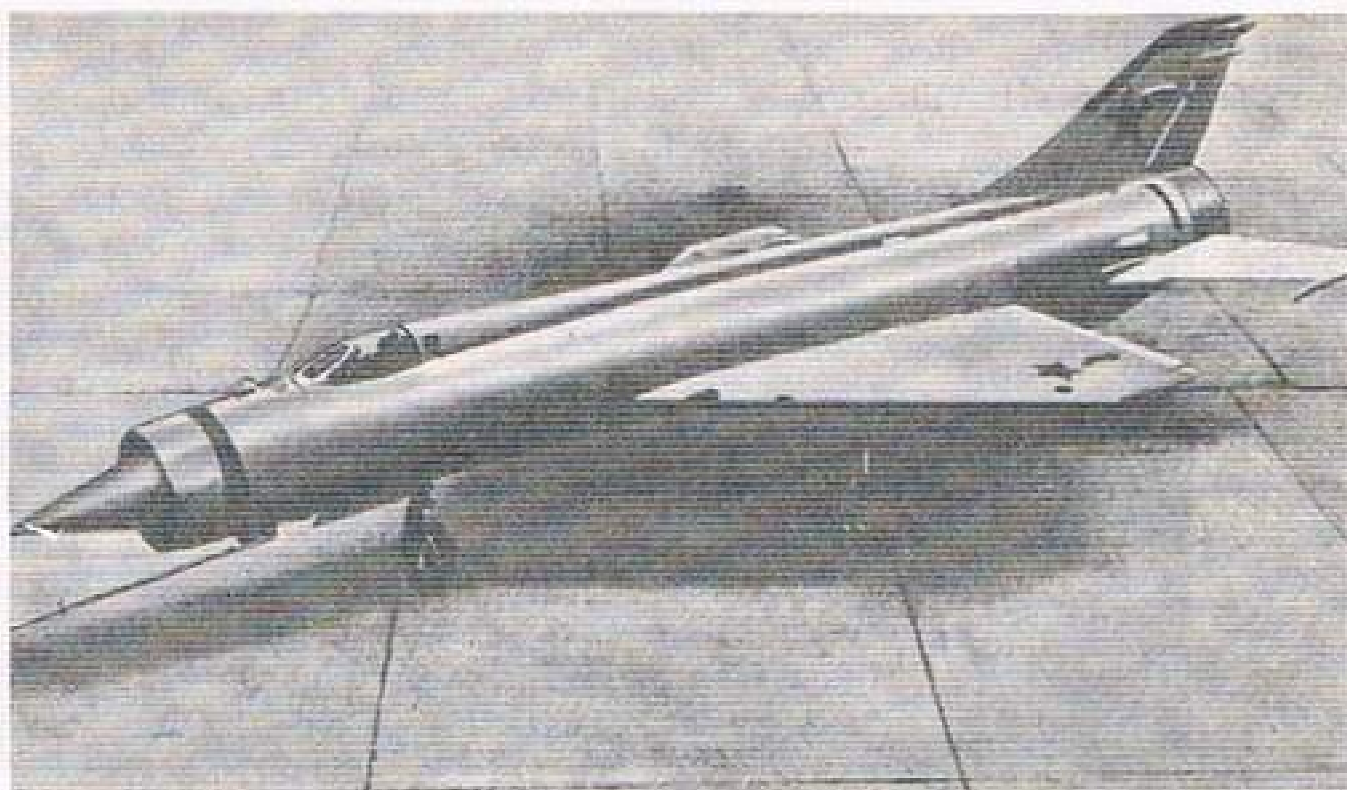
Myśliwce przechwytujące. Od góry: E-150, E-152A (w dwóch rzutach) i E-152



E-150



E-152A w locie nad Tuszyno (1961 r.)



E-152

Aby opowiedzieć historię E-152A trzeba cofnąć się kilka lat, do samolotów serii I. Nie odniosły one sukcesu, lecz Mikojan nie porzucał myśli o samolocie przechwytującym. W roku 1958 w OKB zbudowano samolot E-150 otwierający nowy rozdział tego zagadnienia. E-150 był przystosowany do współdziałania z naziemnym samoczynnym systemem naprowadzania i przechwytywania, a jego uzbrojenie stanowiły dwa ciężkie pociski kierowane powietrze-powietrze, o dużym zasięgu. Dalszym rozwinięciem był E-152, z nieco innym wyposażeniem, różniący się także kształtem usterzenia, umieszczeniem rurki Pitota i paroma innymi szczegółami. Z powodu trudności z silnikiem R-15M konstrukcji Tumanskiego, najpierw powstał wariant E-152A mający dwa silniki R-11F ułożone obok siebie w końcu kadłuba. E-152A (seria samolotów E-150/E-152 oblatywana była przez A. Krawcowa) osiągnął prędkość 2500 km/h. Nad Tuszyno przeleciał uzbrojony w dwie dwustopniowe ciężkie rakiety kierowane K-9.

Zarówno E-150 jak i E-152A powstały w jednym egzemplarzu i otrzymały układ podobny do MiG-21, tzn. skrzydło trójkątne i klasyczne usterzenie. W 1960 r. po dopracowaniu silnika R-15 powrócono do konstrukcji E-152. Zbudowano dwa egzemplarze, które miały skrzydła trapezowe (na końcach skrzydeł zawieszano rakiety K-9). Prędkość E-152 na wysokości 20 000 m dochodziła do 3000 km/h; pierwszym MiG-iem, na którym przekroczono tę granicę był E-152M z silnikiem R-15F i niewielkimi powierzchniami destabilizującymi z przodu kadłuba. Był on kilkakrotnie przerabiany w celu polepszenia osiągów. W październiku 1961 r. Fiedotow ustanowił na E-152M światowy rekord prędkości na trasie zamkniętej o długości 100 km, wynoszący 2401 km/h; na niektórych odcinkach trasy prędkość dochodziła do 2730 km/h. Po kolejnych przeróbkach, 7 czerwca 1962 r. w czasie prób fabrycznych ten sam pilot osiągnął 3010 km/h, a w miesiąc później Mosołow ustanowił oficjalny światowy rekord prędkości: 2681 km/h. W dokumentacji przekazanej FAI samolot nazwano E-166, tworząc tym samym tradycję dwóch szóstek. E-166 przedstawiono na wystawie naziemnej podczas kolejnych pokazów lotniczych w Domodiedowie w 1967 r. Sądząc z wyglądu zewnętrznego, E-166 jest wyłącznie samolotem eksperymentalnym służącym do osiągnięcia bardzo dużych prędkości lotu, czyli dojścia do tzw. bariery cieplnej, i nie jest przystosowany do działań bojowych. Inne samoloty



E-166 na wystawie w Domodiedowie w 1967 r.

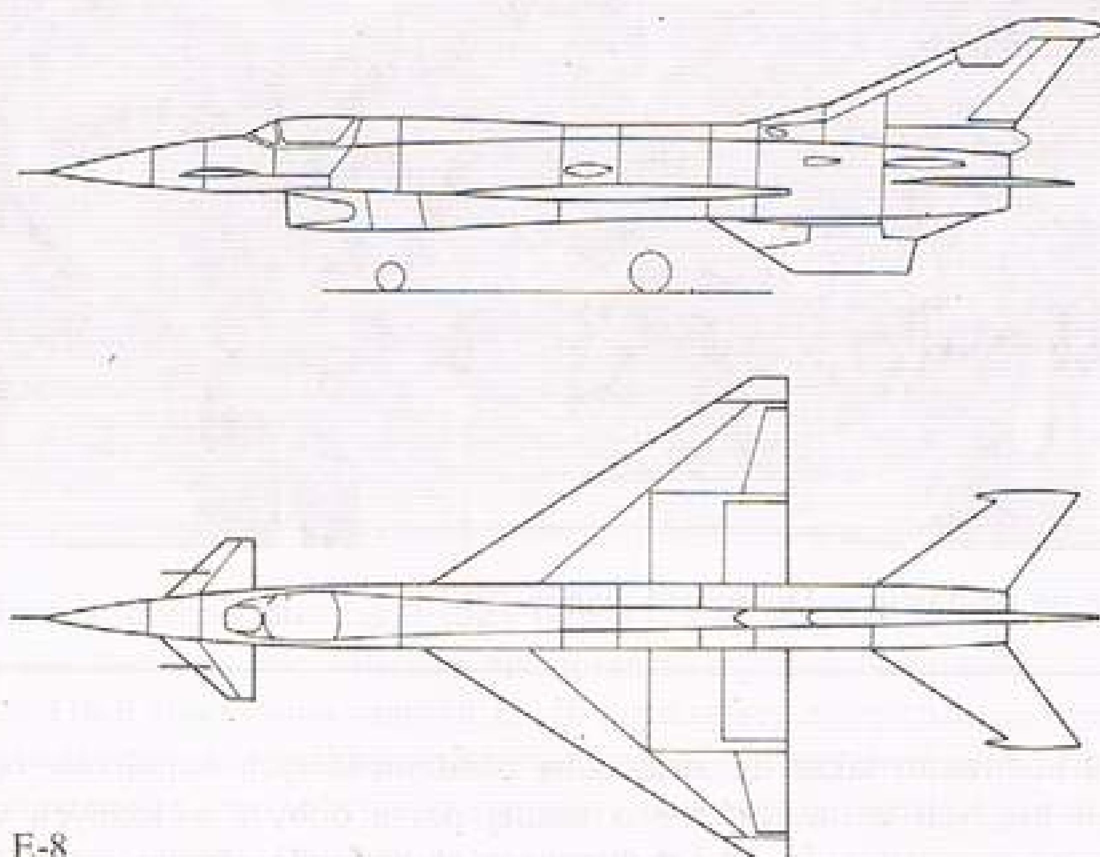
serii E-150/E-152 budowano także do zwalczania naddźwiękowych samolotów bombowych i rozpoznawczych lecących w stratosferze o każdej porze doby i w każdych warunkach atmosferycznych. Pełne rozwiązanie obu tych zagadnień nastąpiło (dopiero po kilku latach) wraz z powstaniem samolotu MiG-25.

Samolot E-7 to prototyp rozpoczynający drugą generację MiG-21. Nad lotniskiem w Tuszyno przeleciał on w efektownym malowaniu, jako czerwona strzała. Budowany był niemal jednocześnie z E-6, a oblatany został w 1960 r. Zasadniczą różnicą w jego konstrukcji było wyposażenie w stację radiolokacyjną. W związku z tym zwiększono średnicę przodu kadłuba i stożka wlotu. Dokonano poprawy kształtów aerodynamicznych, zwiększono ilość paliwa przez dodanie nowego zbiornika wewnątrz owiewki za kabiną pilota. Pierwszy prototyp E-7 miał jeszcze bardzo wąski i wysoki statecznik pionowy, w samolotach seryjnych produkowanych od 1962 r. i nazywanych MiG-21PF (P od: pieriechwatczik, inaczej samolot 76), był on szerszy, tak jak w MiG-21F-13. MiG-21PF nie miał stałego uzbrojenia strzeleckiego, jego uzbrojenie stanowiły jedynie pociski rakietowe K-13 lub K-5, bomby podwieszane na dwóch węzłach pod skrzydłem i niekierowane pociski rakietowe. MiG-21PF miał kilka wariantów różniących się wyposażeniem i szczegółami konstrukcji. Należą do nich m.in. MiG-21PF-2 z silnikiem R-11F2-300 oraz MiG-21PFW przeznaczony specjalnie dla Wietnamu i przystosowany do działań w tamtejszym klimacie.

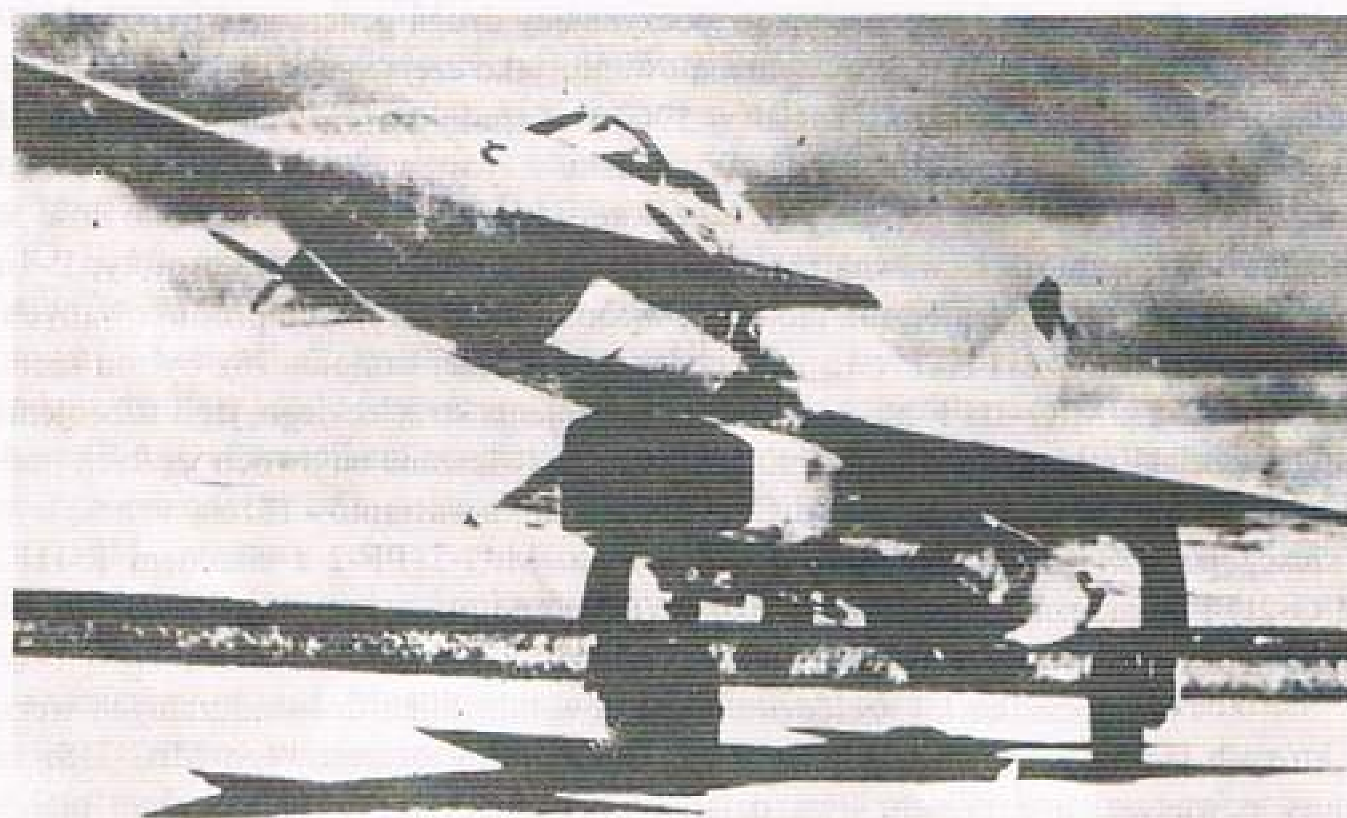
Na początku lat sześćdziesiątych powstało kilka doświadczalnych wersji MiG-21, o których jednak niewiele wiadomo. Projekt samolotu szturmowego MiG-21Sz miał boczne wloty powietrza, a z przodu dwa działka poruszające się w płaszczyźnie pionowej. Przeprowadzano próby startu MiG-21 z ruchomej wyrzutni. Na kilku samolotach wypróbowano dodatkowe powierzchnie destabilizujące, mające na celu zapobieżenie pojawiającemu się przy prędkości naddźwiękowej przesunięciu środka parcia samolotu do przodu. Wspomnieliśmy już

o takim rozwiązaniu na E-152M; płaty destabilizujące zamontowano również na egzemplarzu samolotu MiG-21F-13.

Niezwykle interesującym samolotem eksperymentalnym był E-8. Testowano w nim jednocześnie kilka rozwiązań: nowy silnik, podkadłubowy wlot powietrza, powierzchnie destabilizujące oraz składany grzebień aerodynamiczny pod tylną częścią kadłuba. Skrzydła, tył



E-8



E-8

kadłuba i usterzenie przejęto niemal bez zmian z E-7. E-8 zbudowano w dwóch egzemplarzach, a oblatał je Gieorgij Mosołow. We wrześniu 1962 r. w locie z prędkością naddźwiękową nastąpił w silniku wybuch, który uszkodził układ sterowania. Z dwojga złego: rozbić się wraz z samolotem lub opuścić go przy olbrzymiej prędkości, Mosołow wybrał to drugie. W kilka sekund po katapultowaniu kolejny wybuch rozerwał samolot. Odłamki poraziły pilota, który stracił przytomność. Spadochron lądował w lesie, skąd śmigłowcem przewieziono Mosołowa do szpitala. Stan rannego był niezwykle ciężki, dwukrotnie nastąpiła śmierć kliniczna. Do ratowania życia kolegi włączyli się pracownicy OKB, m.in. zbudowali ruchome łóżko pozwalające bez obrażeń zmieniać położenie rannego. Dopiero po wielu miesiącach kuracji Mosołow wrócił do zdrowia.

Szerokie wprowadzenie MiG-21 do uzbrojenia jednostek spowodowało zapotrzebowanie na dwumiejscowy samolot szkolno-bojowy do przygotowania pilotów do pracy na nowym sprzęcie. Użytkowane dotychczas MiG-15UTI przestały wystarczać. Samolot powstał przez zabudowanie na MiG-21 dwumiejscowej kabiny z miejscem dla ucznia i dla konstruktora (z tyłu). Najistotniejszym zagadnieniem było opracowanie sposobu ratowania załogi w sytuacji awaryjnej. Na stanowiskach doświadczalnych, a następnie na powstałym w 1961 r. samolocie E-6U przygotowano nowy system katapultowania. Po zakończeniu prób w 1963 r. rozpoczęła się produkcja seryjna E-6U pod nazwą MiG-21U (samolot 66). Na MiG-21U oznaczonym w dokumentacji FAI E-33 ustanowiono kilka kobiecych rekordów światowych. Pilotki Prochanowa, Zajcewa i Sawicka (późniejsza kosmonautka) pobiły rekordy wysokości i czasu wznoszenia. Najwartościowszy wyczyn to osiągnięcie wysokości 24 336 m (ustanowiony w 1965 r. i nie pokonany do dzisiaj). MiG-21U był kilkakrotnie unowocześniany (np. usunięto będący na samolotach pierwszej serii karabin maszynowy A-12,7, poszerzono statecznik pionowy),



E-6U/1

następnie powstał MiG-21US (E-6US, samolot 68) z systemem SPS oraz MiG-21UM (E-6UM, samolot 69) odpowiadający trzeciej generacji MiG-21.

Najważniejszą modyfikacją wprowadzoną w trakcie produkowania MiG-21 drugiej generacji było zastosowanie nowego rodzaju klap. W większości dotychczasowych samolotów MiG stosowano klapy CAGI (Fowlera), których działanie polega na tym, że wraz z wychyleniem następuje wysunięcie klap do tyłu — zwiększa to ich skuteczność. W połowie lat sześćdziesiątych opracowano do MiG-21 klapy z nadmuchem. Ich działanie polega na doprowadzeniu części powietrza ze sprężarki silnika (wariant R-11F2S-300) na górną powierzchnię klap. Nadmuch ten wpływa na zwiększenie prędkości warstwy przyściennej, co zapobiega oderwaniu strumienia (można więc znacznie mocniej wychylić klapy bez utraty ich skuteczności) oraz zwiększa różnicę ciśnień między górną i dolną powierzchnią klapy, czyli siłę nośną. Zastosowanie systemu SPS (sduw pogranicznogo słoja) pozwoliło na znaczne poprawienie charakterystyk startu i lądowania MiG-21.

Klapy z nadmuchem zastosowano na przerobionym MiG-21PF, nazwanym po tej przeróbce MiG-21PF-SPS, a następnie na nowych wersjach: MiG-21PFS oraz MiG-21PFM (samolot 94). MiG-21PFS w odróżnieniu od MiG-21PF otrzymał nie tylko nowe klapy, ale też spadochron hamujący umieszczony w nasadzie statecznika pionowego.

Ostatnią z głównych wersji drugiej generacji MiG-21 był MiG-21PFM (samolot 94), z innym systemem katapultowania pilota. Na zewnątrz widać to po zmienionej osłonie kabiny. Ma ona nieruchomą część przednią i część środkową odchylaną na prawy bok (poprzednio była otwierana w górę do przodu). Oczywiście użytkowanych jest wiele serii produkcyjnych i samolotów później przerabianych, które mają cechy pośrednie, np. są samoloty MiG-21PF oraz MiG-21PFM z peryskopem na osłonie kabiny pilota (a jest to element typowy dla trzeciej



MiG-21PFM (samolot 77)



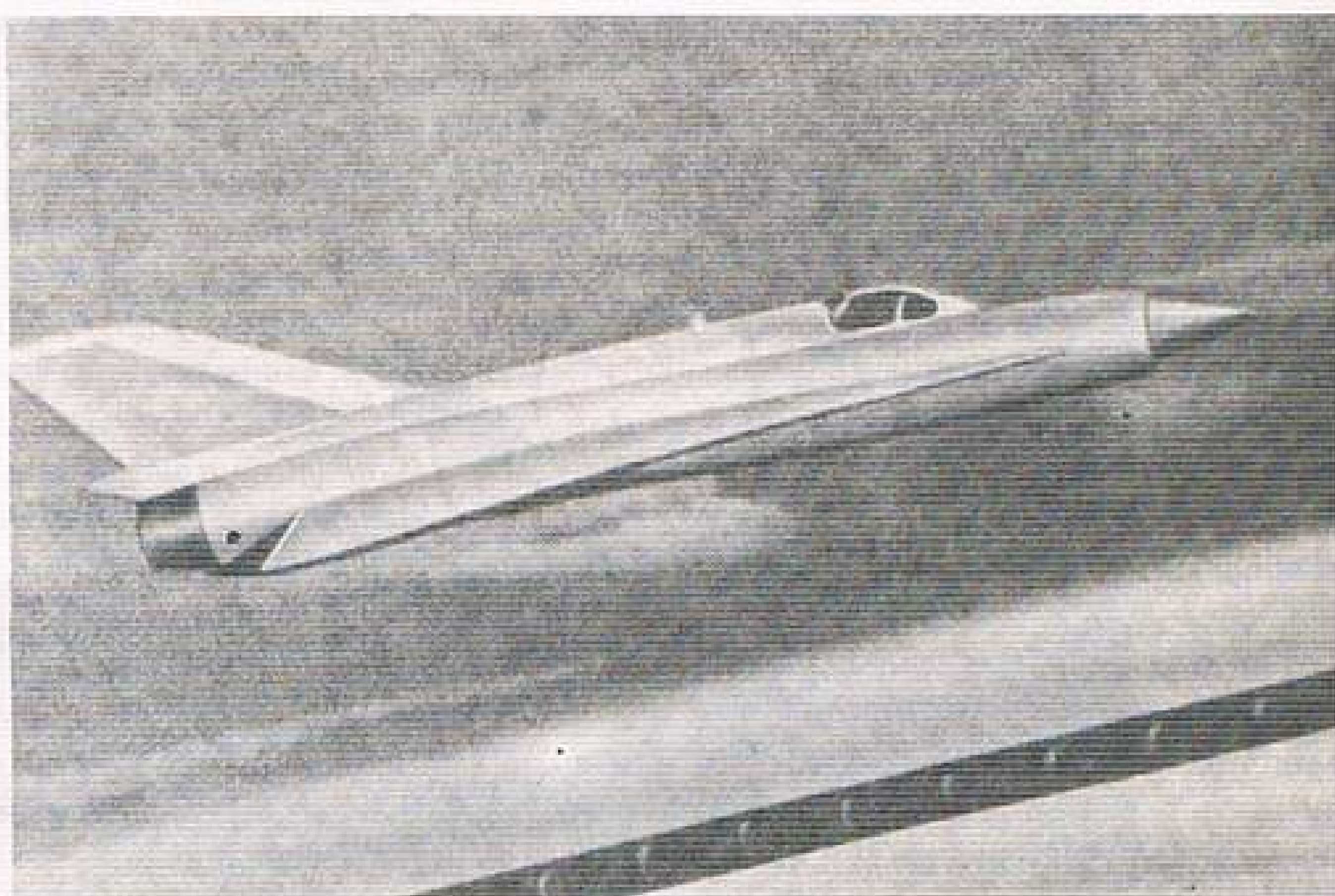
MiG-21DPD

generacji MiG-21) itp. Różnice występują także w wewnętrznej konstrukcji i wyposażeniu samolotów.

Na samolocie MiG-21PF (samolot 76), oznaczonym w dokumentacji FAI E-76, ustanowiono 4 kobiece światowe rekordy prędkości na trasach 100, 500, 1000 i 2000 km.

W czasie kolejnych pokazów lotniczych w Domodiedowie w lipcu 1967 r. zespół Mikojana zaprezentował kilka swoich konstrukcji. Na wystawie przedstawiono rekordowy samolot E-166, a obok niego egzemplarz MiG-21PF późnej serii produkcyjnej (samolot 77). W historycznej części wystawy znajdowała się drewniana makieta MiG-3. Znacznie bardziej interesujące samoloty zaprezentowano w locie, m.in. prototypy samolotów myśliwskich MiG-23 oraz MiG-25, start z przyśpieszaczami rakietowymi i akrobacją zespołową na MiG-21PFM oraz dwa eksperymentalne samoloty skróconego startu i lądowania z dodatkowymi silnikami umieszczonymi pionowo wewnątrz kadłuba. Jeden z nich był całkowicie nową konstrukcją, drugi zaś to przeróbka seryjnego MiG-21. Start tego myśliwca, oznaczonego MiG-21DPD (dopołnitielnyje podjomnyje dwigatieli) lub samolot 92, zaprezentował pilot doświadczalny Michaił Komarow.

W rok po defiladzie w Domodiedowie został oblatany inny samolot eksperymentalny, MiG-21I. Powstał on we współpracy, a nawet na zamówienie drugiego zespołu konstruktorskiego, Andrieja Tupolewa, który przygotowywał wówczas naddźwiękowy samolot pasażerski Tu-144. Analizując możliwe koncepcje układu aerodynamicznego konstruktorzy doszli do wniosku, że optymalny będzie samolot ze skrzydłem ostrołukowym bez usterzenia wysokości. Samolot pasażerski w swoim locie nie zmienia prędkości i wysokości, a więc jego kształt należy dostosować jedynie do dwóch wymagań: do bezpiecznego startu i lądowania oraz ekonomicznego lotu z prędkością podróżną. Konstruktorzy Tupolewa stwierdzili (a podobne były też wnioski konstruktorów francuskich i angielskich budujących w tych latach swój Concorde), że zmniejszenie oporu



MiG-21I (Analog)

da przede wszystkim skrzydło o małej grubości względnej profilu. Takim skrzydłem jest skrzydło trójkątne, w którym najłatwiej osiągnąć jednocześnie cienki profil i odpowiednią sztywność.

Kolejnym pytaniem było, jak zabezpieczyć się przed przesunięciem środka parcia następującym w locie z prędkością naddźwiękową. Skompensowanie go wychyleniem steru wysokości jest bardzo kosztowne, powoduje znaczny wzrost oporu. Przyjęto więc inne rozwiązania: przetaczanie paliwa wzdłuż osi samolotu oraz zmodyfikowanie skrzydła przez nadanie mu kształtu ostrołukowego. Przy małych prędkościach lotu zachowuje się ono jak zwykłe skrzydło trójkątne, natomiast wraz z przekroczeniem prędkości dźwięku gwałtownie wzrasta nośność przednich części o dużym skosie. Powstająca tam siła nośna niweluje przesunięcie środka parcia. Działanie to można dodatkowo wzmocnić przez wygięcie w górę środkowych części skrzydeł.

Skrzydło ostrołukowe, opracowane na podstawie tych założeń przez grupę aerodynamików pod kierunkiem Gieorgija Czeremuchina, przetestowano w tunelu aerodynamicznym, jednakże konstruktorzy uznali to za niewystarczające. Wówczas wyposażono w nie jeden z egzemplarzy MiG-21. Samolot, nazywany „Analog" lub MiG-21I (od: issledowatielskij), wzniósł się w powietrze latem 1968 r. pilotowany przez Olega Gudkowa. Loty „Analoga" wyjaśniły wiele możliwości nowego skrzydła. Ponadto służyły one pilotom mającym w niedalekiej przyszłości latać na Tu-144 do zapoznania się z cechami charakterystycznymi pilotowania samolotów o nowym układzie. Po pilotach doświadczalnych z zespołu Mikojana latali na nim Elian i Kozłow z zespołu Tupolewa. 31 grudnia 1968 r., dzień pierwszego lotu Tu-144, pierwszego w świecie pasażerskiego samolotu naddźwiękowego, był wielkim świętem w obu zespołach. Obok wielkiego Tu-144 leciał maleńki „Analog".

Pod koniec lat sześćdziesiątych przystąpiono do opracowania na podstawie MiG-21PFM (samolot 94) wersji rozpoznawczej MiG-21R (E-7R, samolot 94R). Aby wydłużyć zasięg powiększono zbiornik paliwa nakładany na kadłub oraz dobudowano pod skrzydłami kolejne dwie belki do podwieszania dodatkowych zbiorników paliwa o pojemności po 490 dm^3.



MiG-21SM (fot. P. Butowski)

Zasobniki z lotniczymi aparatami fotograficznymi lub urządzeniami radiolokacyjnymi mogą być podwieszane w dużym kontenerze pod kadłubem MiG-21R lub wmontowywane w dolną część kadłuba.

Samolot MiG-21R rozpoczął trzecią generację MiG-21. Wraz z nim powstał samolot myśliwski MiG-21S (samolot 95) mający w porównaniu z MiG-21PFM nowy wariant stacji radiolokacyjnej „Sapfir" oraz, podobnie do MiG-21R, powiększony zbiornik paliwa w owiewce na kadłubie. Samolotów MiG-21S zbudowano niewiele. Wkrótce MiG-21S przekształcono w MiG-21SM z silnikiem R-13F-300, czterema punktami podwieszenia uzbrojenia pod skrzydłami, nowym autopilotem AP-155, działkiem GSz-23Ł itd. MiG-21SM (samolot 95M) był w swoim czasie najbardziej rozpowszechnioną wersją MiG-21. Jego wariantami są MiG-21M oraz MiG-21MF (E-7M, samolot 96), ze starszym silnikiem, uzbrojeniem i wyposażeniem. Kontynuacją samolotu MiG-21SM jest MiG-21SMT (T od: topliwo), w którym wzrost zasięgu uzyskano przez ponowne zwiększenie zbiornika umieszczonego na kadłubie; MiG-21SMT wyróżnia się bardzo wypukłą owiewką za kabiną pilota.

Najnowszym ze znanych wariantów MiG-21 jest MiG-21bis, rozpoczynający kolejną, czwartą generację tego samolotu. Z zewnątrz różni się on od MiG-21SM jedynie nieznacznymi szczegółami. Najbardziej widoczny jest przedłużony zbiornik paliwa na kadłubie. W niektórych seriach MiG-21bis zastosowano nowy system nawigacyjny (jego anteny umieszczono na szczycie statecznika pionowego i pod przodem kadłuba). Silnik zamieniono na nowoczesny R-25-300. MiG-21bis ma nowy system uzbrojenia. Ogólnie można powiedzieć, że przypomina on poprzednie MiG-21 jedynie płatowcem, pod względem zaś uzbrojenia i awioniki należy do nowej generacji samolotów myśliwskich. Wieloma parametrami odpowiada on amerykańskiemu F-16A.

MiG-21M (fot. Zb. Chmurzyński — WAF)



MiG-21MF (fot. P. Butowski)



MiG-21bis z nowoczesnymi pociskami rakietowymi

MiG-21 stał się dużym sukcesem konstruktorów radzieckich. Od 1959 r. wprowadzono go do uzbrojenia lotnictwa ZSRR, a w kilka lat później także innych krajów. W roku 1961 pierwsze loty na MiG-21 wykonali piloci państw socjalistycznych. Na początku 1963 r. nowe myśliwce wprowadzono także do uzbrojenia państw Układu Warszawskiego oraz Finlandii, Indii i Chin, w dalszej kolejności zakupiły je inne kraje. W grudniu 1964 r. wystartował pierwszy MiG-21F zbudowany w Chinach (oznaczony J-7). Powstał też dwumiejscowy samolot szkolno-bojowy JJ-7 (oznaczenie eksportowe FT-7). W latach osiemdziesiątych nastąpiło ożywienie przemysłu lotniczego ChRL; w konstrukcji nowych samolotów chińskich występują liczne elementy zaczerpnięte z MiG-ów. Opracowano samolot F-7M „Airguard", będący eksportowym wariantem J-7 z angielskim wyposażeniem. Kolejny samolot, J-8 (F-8), jest samolotem myśliwskim napędzanym przez dwa silniki turboodrzutowe, w wyglądzie zewnętrznym bardzo podobnym do E-152A. Ostatnio przedstawiono model jego wersji J-8B (F-8II) z przodem kadłuba przebudowanym na wzór samolotu MiG-23, z bocznymi wlotami powietrza.

W 1962 r. produkcja licencyjna ruszyła w Czechosłowacji. Dużą liczbę MiG-21 zbudowano w Indiach. Pierwsze 6 sztuk MiG-21F-13 (samolot 74) dotarło do Bombaju w styczniu 1963 r. W połowie następnego roku nadeszły MiG-21PF (oznaczane 76). Pod koniec 1966 r. z taśmy w zakładach HAL Hindustan zszedł pierwszy egzemplarz licencyjnej wersji MiG-21FL (samolot 77) będącej wczesnym wariantem MiG-21PFM. W lutym 1973 r. siły powietrzne Indii otrzymały kolejny licencyjny MiG-21M (MiG-21MF, typ 96), będący wariantem radzieckiego MiG-21SM, a w 1981 r. ruszyła produkcja MiG-21bis.

Wraz z pojawieniem się w lotnictwie DRW naddźwiękowych MiG-21 (pierwszą walkę powietrzną MiG-21PF stoczyły 23 kwietnia 1966 r.) zastosowano taktykę kombinowanego użycia kilku środków bojowych systemu OPK. MiG-21 wylatywały daleko od osłanianych obiektów działając cały czas pod kontrolą ziemi. Wchodziły do walki w najdogodniejszym miejscu i czasie, po wykryciu słabych miejsc w szyku bojowym przeciwnika. Główne uderzenie kierowano na



MiG-21bis lotnictwa polskiego (fot. Zb. Chmurzyński — WAF)

samoloty bombowe. Starsze MiG-17 wykorzystywano jako przynętę, podczas gdy uzbrojone w rakiety MiG-21 leciały u góry. Gdy pilot F-4 (samoloty F-4 Phantom były użytkowane w Wietnamie głównie jako myśliwskie do osłony myśliwsko-bombowych F-105 Thunderchief) kierował się w stronę MiG-17 — sam był atakowany przez MiG-21. Samoloty MiG-21 raczej nie wchodziły do bliskiej manewrowej walki powietrznej, głównym sposobem walki był atak z tylnej półsfery za pomocą rakiet samonaprowadzających się na podczerwień R-3S, odpalanych przy prędkości odpowiadającej $M = 1,2$. Doskonale zorganizowany system naprowadzania samolotów na cel pozwalał uzyskać zaskoczenie. Wadą tego sposobu był fakt istnienia ograniczeń w jego stosowaniu: minimalna odległość ataku wynosiła 1000 m, cel zaś nie powinien wykonywać gwałtownych manewrów (następowała wówczas utrata kontaktu z celem przez głowicę samonaprowadzania rakiety) — dlatego tak ważny był szybki i niespodziewany atak. Na sukcesy MiG-21 w pierwszym okresie ich stosowania w Wietnamie (od maja do grudnia 1966 r. w walkach powietrznych zestrzelono 47 samolotów amerykańskich tracąc 12 własnych) wpłynął fakt, że był to dla przeciwnika nowy system uzbrojenia, dysponujący znacznie większymi możliwościami niż użytkowane dotychczas MiG-17, jak prędkość naddźwiękowa i kierowane uzbrojenie rakietowe. W grudniu 1972 r. MiG-21 skutecznie obroniły Hanoi bombardowane nocą przez B-52. W muzeum armii w Hanoi znajduje się egzemplarz MiG-21PF, na którym 13 namalowanych gwiazdek symbolizuje zwycięstwo powietrzne.

Kolejną próbą dla MiG-21 były walki powietrzne podczas konfliktu pakistańsko-indyjskiego w listopadzie i grudniu 1971 r. MiG-21 wykonywały również ataki na cele naziemne za pomocą bomb i niekierowanych pocisków rakietowych. Indyjskie MiG-21FL odnosiły sukcesy w starciach z F-104A Starfighter. Na przykład ostatniego dnia konfliktu jeden MiG-21 z 29. eskadry w Rajasthan zestrzelił trzy F-104A. MiG-21 różnych wersji brały udział w wojnie bliskowschodniej w 1973 r.

Samolot MiG-21 przyciągał uwagę zachodnich służb specjalnych. Jego pierwsze dokładniejsze fotografie dotarły na Zachód w kwietniu 1963 r., a przedstawiały MiG-21F-13 lotnictwa fińskiego stacjonującego w Rissala. Szeroko zakrojoną akcję dywersyjną mającą na celu zdobycie MiG-21 przygotował wywiad izraelski. Wykorzystując trudną sytuację rodzinną oraz niektóre cechy charakteru jednego z pilotów irackich, nakłoniono go do wylądowania na swoim MiG-21F-13 w Izraelu, co nastąpiło 16 sierpnia 1966 r. Samolot został dokładnie przebadany, przeprowadzono łącznie 100 godzin imitowanych walk powietrznych z izraelskimi Mirage III-CJ. Z tego porównania MiG-21 wyszedł zwycięsko: większy stosunek siły ciągu do masy dawał lepsze przyśpieszenia i prędkość wznoszenia, dysponował on mniejszym promieniem zakrętu, także charakterystyki startu i lądowania MiG-21 były korzystniejsze. Dalsze próby prowadzono po zdobyciu kilku MiG-21 na lotniskach arabskich w 1967 r. Izrael przekazał te samoloty do USA, gdzie sformowano z nich specjalną eskadrę w bazie Edwards, prowadząc porównania z samolotami amerykańskimi. Szczególnie wysoko oceniono własności MiG-21 w lotach na wysokości ponad 7600 m.

Oprócz wysokich osiągów i możliwości bojowych MiG-21 jest również prosty w produkcji i obsłudze, przyjemny w pilotowaniu. Według licznych opinii jest najtańszym na świecie samolotem osiągającym prędkość 2000 km/h. O łatwości obsługi może zaś świadczyć fakt, że latają na nim piloci kilkudziesięciu państw świata, nie zawsze mający najwyższe kwalifikacje.

MiG-21 był kolejnym, po MiG-15, wielkim sukcesem konstruktorów z zespołu Mikojana i Guriewicza.

Nowe zadania

7

Skonstruowanie samolotów E-150 oraz E-152 było pierwszym krokiem do pokonania tzw. bariery cieplnej. Nazwano ją tak, gdyż związana jest ze wzrostem temperatury konstrukcji samolotu w locie z dużą prędkością, powodowanym przez dwa czynniki: nagrzewanie aerodynamiczne oraz nagrzewanie od silnika. Największym problemem jest nagrzewanie aerodynamiczne. Przy małych prędkościach jest ono nieznaczne, lecz przy liczbie Macha przekraczającej 2,5 staje się już groźne. Pochodzi z dwóch źródeł: wyhamowania cząsteczek powietrza spowodowanego jego lepkością w warstwie przyściennej przy powierzchni płatowca oraz, bardziej istotnego, sprężania powietrza na powierzchniach czołowych samolotu (przód kadłuba, krawędzie wlotu powietrza, skrzydła i usterzenia). W locie z prędkością 3000 km/h na dużej wysokości temperatura tych fragmentów płatowca osiąga ponad 300°C. Nagrzewanie się jest niebezpieczne i wymaga przeciwdziałania z kilku przyczyn: wysokie temperatury powodują zmniejszenie wytrzymałości materiałów konstrukcyjnych, zagrażają załodze oraz uniemożliwiają pracę instalacji i wyposażenia (np. elektronicznego, które wymaga utrzymania temperatury w określonych, dość wąskich granicach). Do zbudowania samolotu o prędkości odpowiadającej $M = 3$ potrzebne są żaroodporne stopy stali, tytan lub inne, jeszcze kosztowniejsze materiały. Duraluminium traci wytrzymałość już przy 130°C, jeszcze szybciej zaczyna wrzeć paliwo, mięknie szkło organiczne itp., dlatego też trzeba stosować wydajne układy chłodzące i izolacje cieplne.

Samoloty E-150 oraz E-152 mogły lecieć z prędkością maksymalną jedynie przez krótki czas: nie spełniały wymagań stawianych seryjnemu myśliwcowi przechwytującemu, a potrzeba zbudowania takiego samolotu była pilna. W drugiej połowie lat pięćdziesiątych w USA rozpisano konkurs na zbudowanie dwóch samolotów mających przekraczać 3000 km/h: ciężkiego bombowca strategicznego i wysokościowego samolotu rozpoznawczego (zakończyły się one powstaniem XB-70A, którego rozwój później zarzucono, oraz SR-71A, użytkowanego do dziś). W ZSRR do opracowania myśliwca przechwytującego osiągającego trzykrotną prędkość dźwięku przystąpiło kilka zespołów, w tym także zespół Mikojana i Guriewicza. Nowy projekt, nazwany E-155, zadziwiał swoim nowatorstwem. Imponująca była nie tylko duża prędkość lotu, lecz głównie fakt utrzymywania jej przez dłuższy czas. Realizacja wymagała zmiany dotychczasowej technologii, wielu wysiłków różnych gałęzi przemysłu ZSRR: metalurgii, elektroniki. Do zadania włączyły się liczne instytuty i zakłady przemysłowe. Rozmach i stopień skomplikowania prac był tak duży, że wielu odradzało Mikojanowi podjęcia tego ryzyka. Długoletni jego współ-

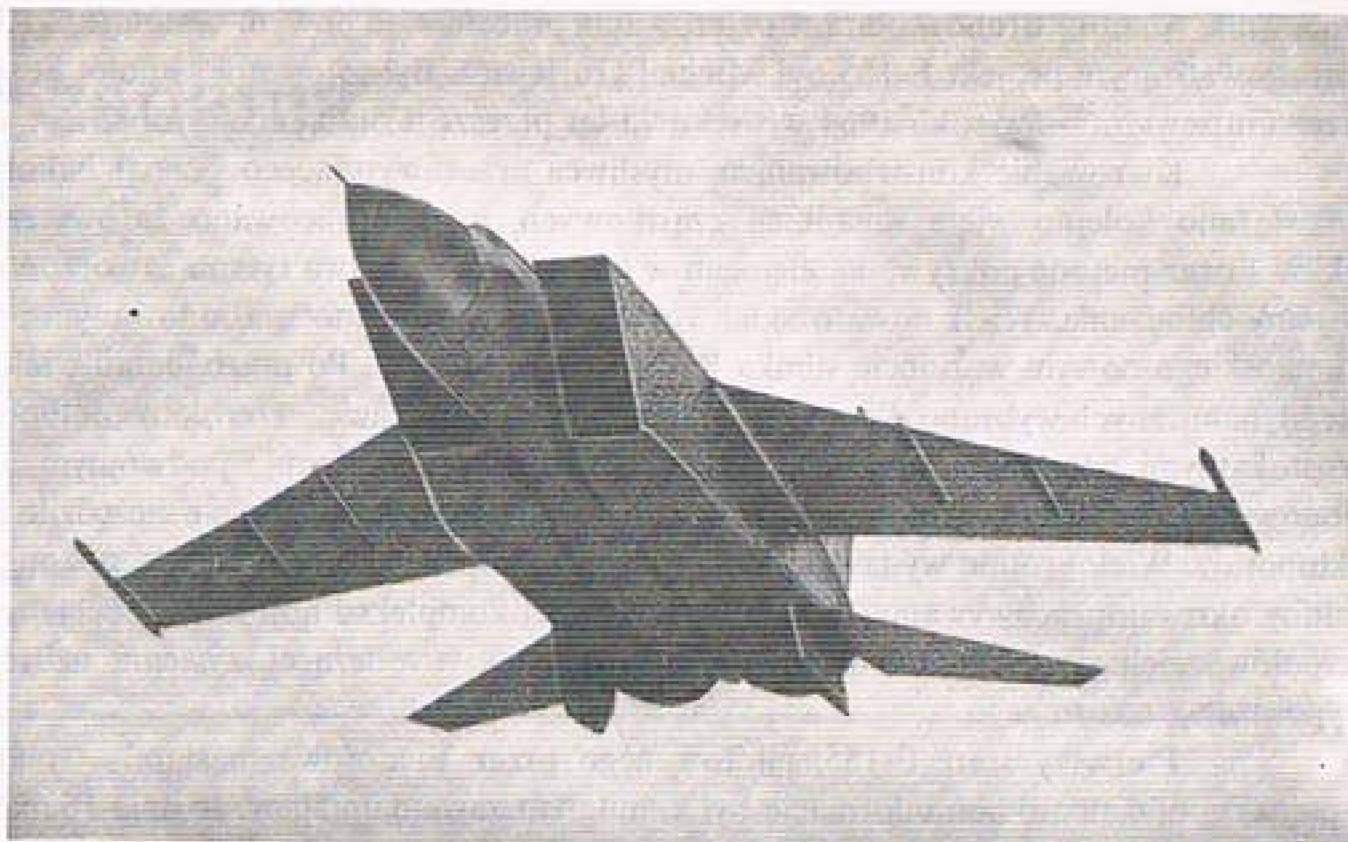
pracownik, Anatolij Brunow odmówił kierowania pracami nad nowym samolotem. Konstruktorem prowadzącym projekt E-155 był Michaił Guriewicz. Był to ostatni samolot konstruowany przez Guriewicza — w roku 1964 w wieku 73 lat przeszedł on na emeryturę.

Kierowanie konstruowaniem myśliwca przechwytującego przejął Nikołaj Matiuk. Rozwiązano kolejno wiele zagadnień cząstkowych, m.in. opracowano żarowytrzymałą stal niklową oraz metodę pokrywania elementów konstrukcji warstwą tytanu, stworzono skuteczne systemy chłodzenia. Wiele nowatorskich rozwiązań zastosowano w zbudowanym przez zespół Tumanskiego nowym wariancie silnika R-15 o ciągu 110 kN. Po przebadaniu wielu koncepcji aerodynamicznych wybrano dla myśliwca nietypowe rozwiązanie z szerokim kadłubem nośnym, prostokątnymi wlotami powietrza, krótkimi szerokimi skrzydłami i podwójnym usterzeniem pionowym. Obok wielu sukcesów na drodze do nowej konstrukcji życie nie szczędziło inżynierom i kłopotów. Wielokrotnie wydawało się, że napotkane przeszkody są nie do pokonania. Był to trudny okres dopracowywania samolotu jako części kompleksu bojowego. Specjaliści z innych zespołów zajęli się przygotowaniem pokładowej maszyny liczącej, systemu uzbrojenia oraz wyposażenia naziemnego.

Pierwszy start E-155, pilotowanego przez Fiedotowa, nastąpił w maju 1964 r., a pierwszą oficjalną o nim informacją był komunikat zawiadamiający, że dnia 16 marca 1965 r. pilot doświadczalny Aleksandr Fiedotow na samolocie oznaczonym (dla podtrzymania tradycji) E-266 z dwoma silnikami o ciągu po 110 kN osiągnął średnią prędkość 2319 km/h na trasie o długości 1000 km, lecąc z ładunkiem użytecznym 2000 kg. Wiadomość ta nie wywołała większego zainteresowania, gdyż już kilka lat wcześniej piloci radzieccy na samolotach serii E (Mikojana) i T (Suchoja) osiągali podobne wyniki (co prawda na trasie 100 lub 500 km i bez ładunku użytecznego). Na Zachodzie przypuszczano, że E-266 jest po prostu nieznacznie ulepszoną wersją rekordowego E-166 i nie stanowi żadnej rewelacji.

9 lipca 1967 r. na podmoskiewskim lotnisku Domodiedowo odbyły się wielkie pokazy lotnicze dla uczczenia 50 rocznicy Rewolucji Październikowej. O godzinie 10 paradę otworzył zespół akrobacyjny na MiG-21PFM. Program był obszerny, a zakończył się demonstracją w locie najnowszych samolotów wojskowych i cywilnych. Obok dwóch samolotów o zmiennej geometrii skrzydeł, samolotu pionowego startu i lądowania oraz wielu innych, nad setkami tysięcy zgromadzonych widzów przeleciała czwórka nowych ciężkich samolotów myśliwskich o niezwykłym kształcie, prowadzona przez samolot z numerem bocznym 3155 (był to trzeci prototyp E-155) pilotowany przez P. Wachmistrowa. Komentator pokazów stwierdził, że są to myśliwce przechwytujące mogące działać w każdych warunkach atmosferycznych i osiągające trzykrotną prędkość dźwięku.

Moskiewska defilada była olbrzymią sensacją i w publikacjach zachodnich zamieszczono wiele komentarzy z domysłami na jej temat. Przede wszystkim nie uwierzono w możliwość osiągnięcia przez prezentowany samolot trzykrotnej prędkości dźwięku. Na przykład w szwajcarskiej „Interavii" z września 1967 r. pisano, że lata on z $M = 2{,}5$, jedynie krótkotrwale może dojść do $M = 2{,}8$. Spekulowano także na temat, który z konstruktorów radzieckich jest autorem tego samolotu. Dziennikarze przypomnieli przy tej okazji wypowiedź Aleksandra Jakowlewa na konferencji prasowej podczas Międzynarodowego Salonu Lotniczego w Paryżu w 1967 r., że jego najnowszym samolotem jest myśliwiec osiągający 3000 km/h i samolot z Domodiedowa oznaczyli „Jak". Oba te „ustalenia" okazały się fałszywe już parę miesięcy później. W październiku 1967 r. nastąpiła cała seria rekordowych lotów samolotu E-266 konstrukcji Mikojana. Wraz z komunikatem na ten temat prasa radziecka zamieściła zdjęcie rekordzisty, a okazał się nim tajemniczy samolot z Domodiedowa. Rekordy E-266 potwierdziły słowa komentatora pokazów. Najpierw Michaił Komarow przeleciał trasę 500 km ze średnią prędkością 2981,5 km/h, w trzy



Trzeci prototyp E-155 nad Domodiedowem

tygodnie później Piotr Ostapienko na trasie 1000 km z ładunkiem 2000 kg osiągnął 2921 km/h. Aleksandr Fiedotow z ładunkiem 2000 kg uzyskał rekordową wysokość 29 977 m. Trzecia seria rekordów E-266 nastąpiła w 1973 r., a najbardziej interesujące wyniki to prędkość 2605 km/h na trasie zamkniętej o długości 100 km, wysokość 36 240 m i czas wznoszenia na wysokość 25 km — 3,3 minuty.



MiG-25 wczesnej serii produkcyjnej

Nieco wcześniej, na przełomie lat sześćdziesiątych i siedemdziesiątych, uruchomiono produkcję seryjną samolotu powstałego z E-155 po zmianach wynikających z prób dając mu oznaczenie wojskowe MiG-25 (w prasie zachodniej jeszcze przez wiele lat nazywano ten samolot MiG-23). Pierwsze wersje seryjne niewiele różniły się od prototypów przedstawionych w Domodiedowie (interesującym elementem były niewielkie stateczniki dodane na końcach skrzydeł). Prawdopodobnie pewne zmiany wprowadzono wewnątrz konstrukcji i w wyposażeniu. Jednocześnie z wersją przechwytującą MiG-25P uruchomiono produkcję samolotu rozpoznawczego MiG-25R, który zamiast stacji radiolokacyjnej poszukiwania i śledzenia celów powietrznych miał w przodzie kadłuba specjalistyczną aparaturę rozpoznawczą w różnych zestawieniach, zależnie od zastosowania.

W ramach podstawowej wersji przechwytującej MiG-25P wprowadzano w toku produkcji dalsze zmiany, których zewnętrzne skutki można dostrzec na licznych fotografiach publikowanych przez prasę radziecką — polegają one na różnicach w kształcie usterzenia pionowego, dodaniu lub usunięciu różnych anten i innych szczegółach. Najistotniejszą modernizacją MiG-25P było opracowanie doń nowego systemu uzbrojenia z czterema ciężkimi rakietami kierowanymi klasy powietrze-powietrze o zasięgu kilkudziesięciu kilometrów (po raz pierwszy ten wariant MiG-25 przedstawiono w filmie dokumentalnym „Spadkobiercy zwycięstwa" w roku 1976). Parametry taktyczno-techniczne MiG-25 nie są oczywiście znane, ale można je oszacować



MiG-25

na podstawie wyników rekordowych. I tak rekord prędkości średniej 2921 km/h na trasie 1000 km świadczy o tym, że MiG-25 może lecieć z prędkością odpowiadającą $M = 2{,}74$ co najmniej 20 minut z ładunkiem 2000 kg. Z kolei w innym locie na trasie zamkniętej o długości 500 km MiG-25 leciał ze średnią prędkością $M = 2{,}76$, stałym przeciążeniem 1,3 g i pochyleniem 40°. Osiągnięcie prędkości 2605 km/h na trasie zamkniętej o długości 100 km to świadectwo dobrej zwrotności samolotu. Rekordowe czasy wznoszenia i wysokości lotu nie wymagają komentarza, rekomendują one MiG-25 jako znakomity wysokościowy myśliwiec przechwytujący.

We wrześniu 1976 r. MiG-25 lądował w Japonii. Samolot został następnie bezprawnie przetrzymany i zbadany przez Amerykanów.

20 maja 1975 r. Generalny Konstruktor Rostisław Bielakow, kierujący dziś zespołem im. Mikojana, udzielił wywiadu gazecie „Trud" mówiąc o E-266: „Ten naddźwiękowy samolot reprezentuje generację samolotów odrzutowych, do których budowy nasz przemysł lotniczy przystąpił już ponad 10 lat temu"[1]. Wypowiedź Bielakowa związana była z przystąpieniem do ustanawiania rekordów światowych nowego samolotu MiG-25M, w wersji rekordowej nazwanego E-266M. Różni się on znacznie od MiG-25, przede wszystkim nowymi silnikami o ciągu po 140 kN, nowym wyposażeniem i uzbrojeniem. 17 maja 1975 r. E-266M poprawił rekordy prędkości wznoszenia ustanowione 2 lata wcześniej przez E-266, a w 1977 r. osiągnął wysokość 37 650 m (z ładunkiem 2000 kg — 37 080 m).

Do szkolenia i treningu pilotów powstała wersja MiG-25U, różniąca się od MiG-25 przebudowanym przodem kadłuba z oddzielnymi kabinami dla ucznia i instruktora. Późniejsza kosmonautka Swietłana Sawicka na egzemplarzu MiG-25U oznaczonym E-133 ustanowiła trzy rekordy.

Pod koniec lat siedemdziesiątych kilka państw zakupiło samoloty MiG-25 do wzmocnienia swojego systemu obrony powietrznej (Libia, Algieria, Syria) lub jako samolot rozpoznawczy (Indie).

Podstawowym źródłem oceny samolotu MiG-25 są jego wyniki rekordowe (wiele z nich figuruje w tabeli do dzisiaj). Świadczą one, że MiG-25 praktycznie nie ma odpowiednika w świecie jako wysokościowy myśliwiec przechwytujący. Jedynym samolotem, który może z nim konkurować prędkością i wysokością lotu jest amerykański SR-71A, lecz nie jest on użytkowany w wersji myśliwskiej (prawdopodobnie zbudowano jedynie 24 egzemplarze rozpoznawcze). MiG-25 w pewnym stopniu inspirował konstruktorów amerykańskiego F-15 oblatanego w 1972 r., F-15 jest jednak myśliwcem przeznaczonym do działań na mniejszej wysokości, osiąga też mniejszą prędkość. Układ MiG-25 stał się typowy dla wielu najnowszych samolotów myśliwskich i był kontynuowany m.in. w nowoczesnym myśliwcu MiG-31. Użyte na MiG-25 po raz pierwszy podwójne usterzenie pionowe jest elementem większości współcześnie budowanych samolotów myśliwskich świata (np. amerykańskich F-14, F-15 oraz F-18).

Wraz z prototypami MiG-25 w Domodiedowie pokazano trzy inne samoloty OKB Mikojana, świadczące o dużej rozpiętości prac tego zespołu. Główną tendencją tych prac było dążenie do poprawy warunków startu i lądowania, skrócenia rozbiegu i dobiegu. Starania takie były widoczne już pod koniec lat pięćdziesiątych, gdy badano start zerowy i urządzenia lotniskowe skracające dobieg. Skrócenie rozbiegu i dobiegu można uzyskać poprzez zwiększenie siły nośnej skrzydła, przyśpieszenie ruchu samolotu podczas startu i hamowania podczas lądowania oraz skierowanie pewnej części siły ciągu pionowo. Siłę nośną skrzydła można zwiększyć poprzez mechanizację (klapy przednie i tylne), zastosowanie skrzydła o zmiennej geometrii, a także kierowanie warstwą przyścienną (np. system SPS). Na stałe weszły do wyposażenia samolotu

---

[1] Za: Letectvi a Kosmonautika 1/1977, s. 33.



MiG-25M

rakietowe silniki startowe i spadochrony hamujące. Jednak do radykalnego zmniejszenia długości startu i lądowania najbardziej skuteczne jest wykorzystanie pionowej składowej siły ciągu.

W połowie lat sześćdziesiątych w zespole Piotra Kolesowa skonstruowano niewielki lekki silnik turboodrzutowy, a Mikojan i Suchoj zastosowali kilka z nich do swoich samolotów jako dodatkowe silniki startowe. Suchoj przebudował seryjny myśliwiec przechwytujący Su-15 umieszczając w środku kadłuba 3 silniczki Kolesowa skierowane pionowo oraz zbudował w tym układzie inny samolot eksperymentalny, będący prototypem późniejszego seryjnego bombowca. W zespole Mikojana także zbudowano dwa takie samoloty. Pierwszy był wspomnianą już modyfikacją MiG-21DPD, drugi zaś — całkowicie nowym, dwukrotnie cięższym od MiG-21, samolotem myśliwskim. Eksperymentalny MiG miał skrzydła trójkątne, jeden silnik turboodrzutowy o ciągu ok. 100 kN z półokrągłymi chwytami powietrza po bokach kadłuba oraz dwa silniki Kolesowa umieszczone pionowo w kadłubie. Podczas lotu wlot powietrza do silników dodatkowych był zakryty klapą, która otwierała się podczas startu i lądowania, nadmuchując do nich powietrze. Pod spodem kadłuba znajdował się wylot silników nośnych zasłaniany stalową żaluzją. W wyglądzie zewnętrznym eksperymentalny MiG miał wiele wspólnego z późniejszym seryjnym MiG-23 (przód kadłuba, kabina pilota, usterzenie). Charakterystyczne jest także to, że egzemplarz pilotowany w Domodiedowie przez Piotra Ostapienko nosił numer boczny 23. Podczas defilad lub pokazów tego typu elementy malowania mogą niekiedy coś znaczyć. W tym przypadku można przypuszczać, że MiG z dodatkowymi silnikami nośnymi i MiG-23 o zmiennej geometrii skrzydła (w Domodiedowie jego prototyp miał namalowany numer 231) były konstrukcjami alternatywnymi, opracowanymi w ramach tego samego zadania.

Przez pewien czas trwały jeszcze eksperymenty z dodatkowymi silnikami nośnymi, lecz system ten ma jedną nieusuwalną wadę: silniki dodatkowe, pożyteczne podczas startu



MiG z dodatkowymi silnikami startowymi w kadłubie

i lądowania, w locie są tylko zbędnym ładunkiem pogarszającym osiągi samolotu. Coraz większą uwagę konstruktorów przyciągało inne rozwiązanie: zmienna geometria skrzydła. Co prawda skrócenie rozbiegu i dobiegu było w tym przypadku nie tak znaczne, lecz występowało wiele innych zalet, które ostatecznie przeważyły.

W połowie lat sześćdziesiątych seryjne samoloty wojskowe osiągały dwukrotną prędkość dźwięku i pułap 20 000 m. Dalszy postęp w tej dziedzinie wiąże się z tak dużymi komplikacjami technicznymi i wzrostem kosztów, że przestaje być opłacalny i stosowany jest jedynie w kilku wyspecjalizowanych typach samolotów. Olbrzymia większość samolotów myśliwskich i myśliwsko-bombowych ostatnich lat osiąga prędkości w zakresie $M = 1{,}8$ do $M = 2{,}5$. Wiemy już o sporach na temat przyszłości lotnictwa wobec gwałtownego rozwoju rakiet. W świecie powstały tendencje do uznania samolotu myśliwskiego za nosiciela rakiet, który ma tylko odpalić pociski rakietowe i wracać. Zaniedbano rozwój charakterystyk manewrowych samolotu. Tymczasem z analiz teoretycznych, przeprowadzonych ćwiczeń oraz działań lotnictwa w zaistniałych konfliktach zbrojnych okazało się, że występuje w nich także manewrowa forma walki powietrznej. W takiej sytuacji, a także podczas atakowania celów naziemnych, najbardziej dogodne są prędkości odpowiadające $M = 0{,}8$ do $M = 1{,}1$. Własności dotychczasowych samolotów nie były do nich dostosowane.

Zmienna geometria skrzydła jest rozwiązaniem pozwalającym zmieniać w locie charakterystyki aerodynamiczne samolotu i dostosowywać je do wymagań wysokości i prędkości lotu. Z tego też powodu nie jest stosowana w tych samolotach, które latają ze stałą prędkością (np. samoloty pasażerskie). Prześledźmy kolejno efekty zmiany geometrii skrzydła samolotu. Minimalny skos daje szczególnie korzystne własności nośne skrzydła i dlatego stosowany jest podczas startu i lądowania (pozwala je skrócić lub też brać większy ładunek). Dzięki około dwukrotnie większej doskonałości rozpostartego skrzydła przy prędkości poddźwiękowej można

osiągnąć znacznie większy zasięg niż w przypadku samolotu naddźwiękowego o stałym płacie. Pośrednie położenie skrzydeł jest najdogodniejsze do wykonywania figur prostego i wyższego pilotażu w walce powietrznej. Opór czołowy jest przy tym mniejszy, a siła nośna i doskonałość nadal wysokie. Przy całkowicie złożonych skrzydłach osiągana jest maksymalna prędkość lotu. Znaczne zmniejszenie siły nośnej skrzydeł powoduje też, że samolot jest mniej wrażliwy na turbulencje atmosfery silnie występujące na małych wysokościach, a to z kolei upraszcza pilotaż, zmniejsza zmęczenie załogi, poprawia dokładność wykonania zadania bojowego.

Realizację zmiany geometrii skrzydeł podjęto jeszcze przed wojną. W kilku krajach powstały prototypy tego rodzaju, jednak ze względu na niewielkie prędkości ówczesnych samolotów korzyść z tego układu była mała. Nie rozwiązano w nich także wielu problemów technicznych i technologicznych związanych ze skomplikowaną konstrukcją płatowca. Pokonano je dopiero w latach sześćdziesiątych, gdy oblatano pierwsze udane samoloty naddźwiękowe o zmiennej geometrii skrzydła (w USA, ZSRR i Francji). Radzieckie biura konstruktorskie przystąpiły do tego zadania w maju 1965 r. współpracując z naukowcami CAGI. Poszukiwano takiego układu, który łączyłby w sobie wszystkie zalety zmiennej geometrii, a pozwalał zmniejszyć działanie niektórych jej wad (jak np. przemieszczenie środka parcia po przestawieniu skrzydła).

Pierwszym radzieckim samolotem odrzutowym o zmiennej geometrii skrzydła (kilka typów tłokowych powstało w latach trzydziestych) był oblatany w 1966 r. prototyp konstrukcji Suchoja S-22I (Su-7IG), rozwinięty później w rodzinę samolotów myśliwsko-bombowych Su-17, Su-20 oraz Su-22. Su-7IG powstał jako przeróbka Su-7B z możliwie małymi zmianami — ruchome były jedynie końcówki skrzydeł. Konstruktorzy z zespołu Mikojana zdecydowali się na dalszy krok: stworzyli samolot MiG-23 (inaczej samolot I) będący całkowicie nową konstrukcją,



Prototyp MiG-23 prezentowany w Domodiedowie

w której wiele elementów wystąpiło po raz pierwszy. Prototyp został oblatany przez Aleksandra Fiedotowa latem 1967 r., a 9 lipca tego roku podczas defilady w Domodiedowie Fiedotow zademonstrował jego przelot wraz z kilkakrotnym złożeniem i rozłożeniem skrzydeł (egzemplarz ten znajduje się dziś w Muzeum Techniki Lotniczej Sił Powietrznych ZSRR w Monino pod Moskwą). Efektownie pomalowany samolot wywołał w Domodiedowie jeszcze większe wrażenie niż S-22I: MiG miał większe rozmiary, a ruchome były nie tylko końcówki, lecz całe skrzydła.

MiG-23 miał układ górnopłata, co pozwoliło w pełni wykorzystać pojemność kadłuba do rozmieszczenia wyposażenia, zbiorników paliwa, silnika i podwozia. Płat składa się ze stałych części przykadłubowych i ruchomych skrzydeł ustalanych w trzech położeniach (16, 45 i 72°). Osie obrotu wysunięte zostały na odległość 1,5 m od płaszczyzny symetrii samolotu, co zapobiega niekorzystnym zmianom stateczności podłużnej i sterowności poprzecznej wraz ze zmianą skosu skrzydła. Pod kadłubem znajduje się dodatkowy grzebień aerodynamiczny, składany podczas startu i lądowania. Nowością były prostokątne wloty powietrza o automatycznej regulacji. Niezwykły kształt ma podwozie; ponieważ MiG-23 jest górnopłatem, trzeba było rozmieścić je w kadłubie. W celu uzyskania jak największego rozstawu kół podwozia głównego, golenie mają skomplikowaną wielokrotnie łamaną konstrukcję. W toku prób największe trudności stwarzały mechanizmy zmiany skosu skrzydeł. Wymagania wobec nich są bardzo wysokie: tarcie elementów układu powinno być małe, całość lekka i niewielka, a przy tym charakteryzująca się niezbędną wytrzymałością, sztywnością i niezawodnością. Zapewnić trzeba pełną synchronizację wychylenia obu skrzydeł. W samolocie MiG-23 wykonuje to specjalny układ SPK-1 (od: sistiema powOrota kryła) ze śrubowymi przetwornikami kulkowymi zamieniającymi ruch obrotowy na postępowy, poruszany hydraulicznie i sterowany z kabiny pilota.



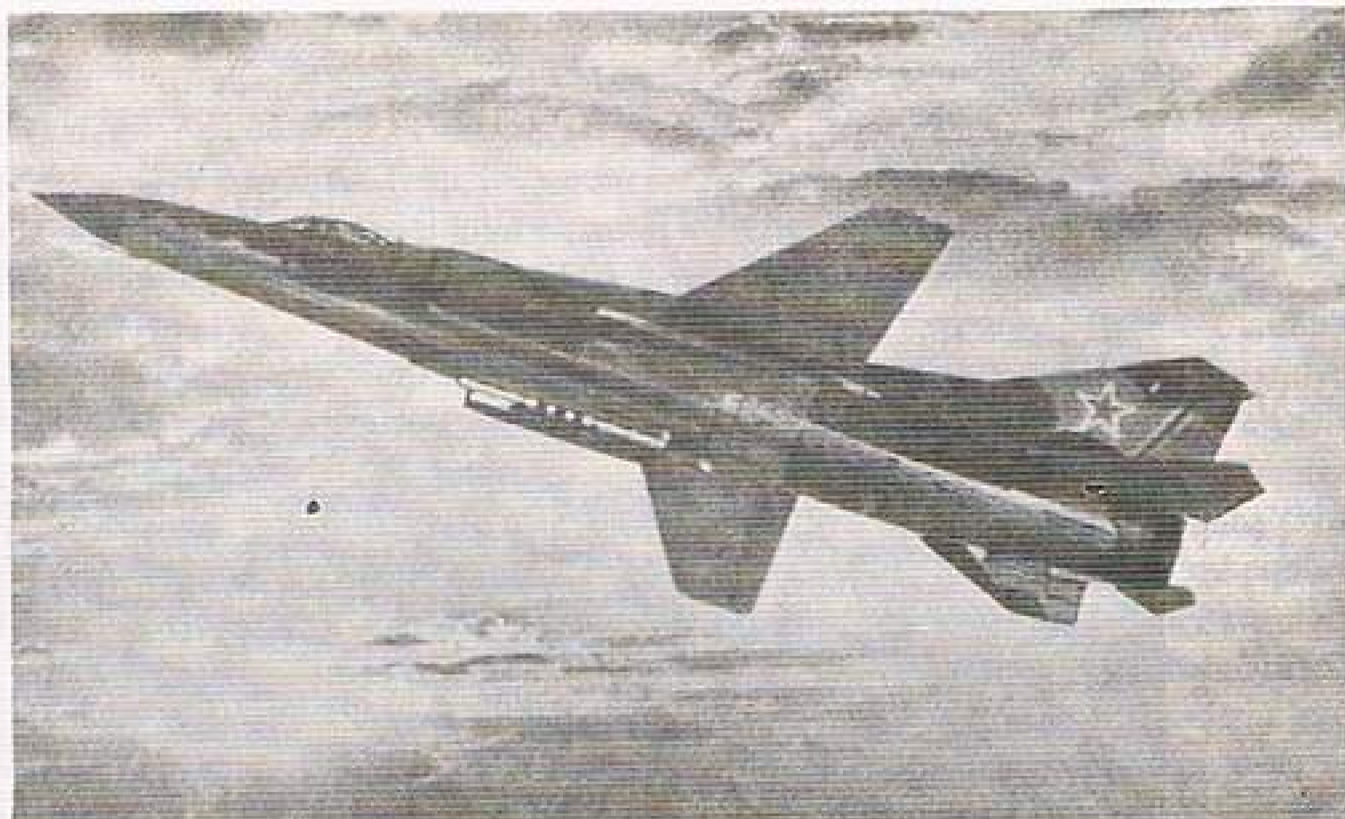
MiG-23S (fot. P. Butowski)



MiG-23MF (fot. P. Butowski)

Stopniowo prototyp przekształcił się w pierwszą wersję MiG-23S, wprowadzoną do uzbrojenia jednostek w 1971 r. Różnice między nimi są niewielkie: kształty MiG-23S są dopracowane, bardziej opływowe, na osłonie kabiny znajduje się peryskop, a przede wszystkim samolot seryjny otrzymał uzbrojenie. Pod nieruchomą częścią skrzydła i pod kadłubem można podwieszać 4 kierowane pociski powietrze-powietrze, pod samolotem umieszczono działko GSz-23Ł. MiG-23S był przeznaczony przede wszystkim dla wojsk OPK, w drugoplanowym zastosowaniu — do atakowania celów naziemnych — zamiast rakiet powietrze-powietrze można podwieszać bomby lub zasobniki z niekierowanymi pociskami rakietowymi. Na prawym skrzydle umieszczono antenę systemu kierowania uzbrojeniem powietrze-ziemia. MiG-23 z łatwością przekracza prędkość dźwięku na małej wysokości, a na dużej osiąga 2500 km/h ($M = 2{,}35$).

Niebawem MiG-23S został zastąpiony w produkcji doskonalszą wersją: MiG-23M. Najbardziej rzucające się w oczy różnice to kształt płata (ma on uskok krawędzi natarcia na częściach ruchomych) oraz skrócona o ok. 1 m dysza wylotowa silnika nowego typu R-29. W wersji MiG-23M można wyróżnić wiele wariantów powstających wraz ze stopniowym unowocześnianiem konstrukcji i wyposażenia. Zmieniało się także uzbrojenie: od kierowanych pocisków rakietowych powietrze-powietrze K-13, znanych jeszcze z MiG-21, do nowoczesnych wysokiej klasy pocisków małego i średniego zasięgu. Pod przednią częścią kadłuba pojawił się ciepłonamiernik. Samolot MiG-23MF otrzymał zmodernizowany wariant silnika R-29. W ograniczonej liczbie powstał także MiG-23MS, będący połączeniem płatowca MiG-23M z wyposażeniem i uzbrojeniem MiG-23S. Na podstawie MiG-23M opracowano samolot szkolno-bojowy MiG-23UB z podwójną kabiną. Tylna, dla instruktora, umieszczona jest nieco wyżej i ma wysuwane lustro, w celu polepszenia widoczności. W ograniczonym zakresie MiG-23UB może wykonywać zadania bojowe.



MiG-23MS

MiG-23 w założeniu miał być samolotem wielozadaniowym, dlatego też ok. roku 1974 wprowadzono do uzbrojenia dwie kolejne wersje: MiG-23B oraz MiG-27. MiG-23B to samolot myśliwsko-bombowy przekształcony z wersji MiG-23M w celu rozszerzenia możliwości atakowania obiektów naziemnych. Przodowi kadłuba i kabinie pilota nadano nowy kształt. W związku z usunięciem zbędnego w tym zastosowaniu celownika radiolokacyjnego, przód samolotu skrócono i obniżono; wraz z powiększeniem oszklenia kabiny polepszyło to widoczność ziemi. MiG-23B może być uzbrojony w kierowane bomby i pociski rakietowe klasy powietrze-ziemia, o czym świadczą dwie anteny systemu kierowania uzbrojeniem, umieszczone na nieruchomej części skrzydła. W przodzie kadłuba zamontowano dalmierz laserowy. Niewiele różni się od MiG-23B kolejny wariant: MiG-23BN.

W samolocie MiG-27 wprowadzono dalsze zmiany. Silnik i konstrukcję płatowca dostosowano do działań na małej wysokości. Kadłub wzmocniono i ukształtowano zgodnie z regułą pól, z czego można wnioskować, że MiG-27 nie jest przeznaczony do osiągania tak dużej prędkości jak MiG-23 (reguła pól jest optymalna dla prędkości do $M = 1{,}8$). Wloty powietrza mają nieregulowany przekrój o większej powierzchni. Dwulufowe działko GSz-23 stosowane na MiG-23 zastąpiono sześciolufowym kal. 23 mm, o dużej szybkostrzelności, skutecznym przeciw celom naziemnym. Podkadłubowe węzły podwieszenia uzbrojenia przeniesiono pod kanały doprowadzające powietrze do silnika. MiG-27 jest przystosowany do działań z lotnisk gruntowych, o czym świadczyć może mniejszy kąt pochylenia na postoju i podwozie niskociśnieniowe. Istnieje kilka odmian MiG-27 różniących się konstrukcją i wyposażeniem, np. MiG-27M z napływami skrzydeł oraz innym laserowym systemem celowniczym.

Od 1 do 4 sierpnia 1978 r. w Finlandii przebywał pododdział 6 samolotów MiG-23 w nowym wariancie myśliwskim MiG-23ML. Od znanych poprzednio MiG-23M w wyglądzie zewnętrznym różni się on przede wszystkim skróconą nadstawką przed statecznikiem pionowym. Cechą szczególną MiG-23ML są znacznie lepsze własności w walce powietrznej, osiągnięte dzięki



MiG-27



MiG-23ML

zmniejszeniu masy konstrukcji, zastosowaniu klap przednich i tylnych jako elementów systemu sterowania oraz dzięki większemu ciągowi silnika. Poprawę charakterystyk startu i lądowania daje zmniejszony kąt pochylenia samolotu na postoju.

W fińskiej bazie Rissala odbył się pokaz własności MiG-23ML w locie, które demonstrował dowódca pododdziału, płk S. Cwietkow. Po bardzo krótkim rozbiegu wykonał pętlę, a następnie cały szereg innych figur. W miesiąc później ta sama grupa MiG-23ML przebywała we francuskiej bazie lotniczej w Reims, gdzie stacjonuje pułk Normandie-Niemen,



MiG-23 z napływami na przednim stożku

a w roku 1981 — w Szwecji. W samolotach pokazywanych w Finlandii, Francji i Szwecji usunięto niektóre elementy wyposażenia i uzbrojenia.

Ciekawym wariantem MiG-23 jest samolot z niewielkimi napływami na przednim stożku kadłuba. Likwidują one asymetrię opływu występującą przedtem przy kątach natarcia ok. 30°. Dzięki temu nie powstaje kierunkowy moment destabilizujący i samolot może manewrować bez ograniczenia dopuszczalnego kąta natarcia.

W połowie lat siedemdziesiątych samoloty MiG-23 skierowano do uzbrojenia niektórych państw arabskich (MiG-23MS, MiG-23BN oraz MiG-23UB), Kuby, Wietnamu, a w 1978 r. państw Układu Warszawskiego (MiG-23MF, MiG-23ML, MiG-23BN, MiG-23UB). MiG-23 zakupiły także Indie, a ostatnio w zakładach HAL Hindustan rozpoczęła się produkcja licencyjna MiG-23ML oraz MiG-27M. Planowane jest uruchomienie produkcji MiG-29.

MiG-23 jest dziś podstawowym samolotem myśliwskim lotnictwa radzieckiego, zastąpił MiG-21. Jednak trudno te samoloty ze sobą porównywać, gdyż MiG-23 reprezentuje całkowicie nową generację myśliwców. Od MiG-21 jest dwukrotnie cięższy, bardziej złożony, przewyższa go zdecydowanie i osiągami, i możliwościami bojowymi. Znakomity polski pilot latający na MiG-23, ppłk Zbigniew Kopacz stwierdził: „jest to doskonały samolot, a latanie na nim daje wiele satysfakcji".[1] Dodajmy też, że trzeba wiele nauki i pracy, by dogłębnie poznać i potrafić wykorzystać wszystkie możliwości tego precyzyjnego systemu bojowego.

Od roku 1962 coraz częściej lekarze nakazywali Mikojanowi ograniczenie wysiłku i odpoczynek. Generalny Konstruktor nie mógł już co dzień przychodzić do OKB, coraz trudniej było mu aktywnie kierować niezwykle rozległymi pracami zespołu. Dlatego w 1962 r. pierwszym

[1] Z rozmowy z autorem.



MiG-23BN w lotnictwie Czechosłowacji

zastępcą Mikojana został Rostisław Bielakow, na którego barki stopniowo przechodził ciężar kierowania OKB.

MiG-23 jest ostatnim samolotem, nad którym pracował Artiom Mikojan. Ostatnie lata swego życia poświęcił jednak nie tylko idei samolotu o zmiennej geometrii skrzydła. W kilku opublikowanych wówczas wywiadach prasowych przedstawiał czytelnikom niektóre swoje prognozy rozwoju lotnictwa. W dalszej przyszłości przewidywał połączenie się ze sobą lotnictwa i kosmonautyki, uważał zresztą, że już dziś dziedziny te mają wiele wspólnych problemów. Należą do nich chociażby konstruowanie kabiny i ubioru pilota, środki ratowania w sytuacji awaryjnej, oddziaływanie dużych przeciążeń i stanu nieważkości na organizm, a także przeciwdziałanie wpływowi wysokich temperatur. W jednym z artykułów Mikojan stwierdził:

»W opanowaniu atmosfery i przestrzeni kosmicznej nie ma granic. Lotnictwo opanuje loty w atmosferze z prędkościami bliskimi kosmicznym, na odległości dziesiątek i setek tysięcy kilometrów, z wielotonowymi ładunkami (...) Te „półkosmiczne" samoloty startować będą ze zwykłych „ziemskich" lotnisk.«[1)]

Na marginesie można zauważyć, że prognozy te, pochodzące przecież sprzed 20 lat, już sprawdzają się w próbach z promami kosmicznymi. Mikojan mówił także o nowych typach skrzydeł, przede wszystkim o zmiennej geometrii, ale też nawiązujących do znanych układów bezogonowych i „kaczki", przewidywał zastosowanie w przyszłych samolotach kombinowanych zespołów napędowych (turboodrzutowe, strumieniowe, rakietowe), autonomicznych układów nawigacyjnych, elektroniki, nowych systemów sterowania itp.

[1)] Arłazorow M.: op. cit., s. 255.



Mikojan i Bielakow

Latem 1969 r. nastąpił kolejny zawał, po którym Mikojan nie wrócił już do pracy. Mimo zakazu lekarzy Generalny Konstruktor nadal żył problemami OKB, często odwiedzali go współpracownicy i przyjaciele. 9 grudnia 1970 r., po operacji serca, Artiom Iwanowicz Mikojan zmarł.

Mikojan był otoczony w Związku Radzieckim wielkim szacunkiem i przyjaźnią. Jako Generalny Konstruktor miał stopień wojskowy generała-porucznika służb technicznych. Był dwukrotnie odznaczony orderem Bohatera Pracy Socjalistycznej, otrzymał Nagrodę Leninowską i wiele nagród państwowych. Akademia Nauk ZSRR wybrała go swoim członkiem rzeczywistym.

W roku 1971 OKB Mikojana przemianowano w OKB imienia Artioma Mikojana, a jego Generalnym Konstruktorem został Rostisław Bielakow. Przypomniał on słowa Mikojana wypowiedziane w 1964 r. przy pożegnaniu odchodzącego na emeryturę Michaiła Guriewicza: „Choć Michaił opuszcza zespół, nasze samoloty nazywają się i będą się nazywać MiG".[1] Tradycję przedłużył i Bielakow — samoloty nadal są oznaczane symbolem MiG.

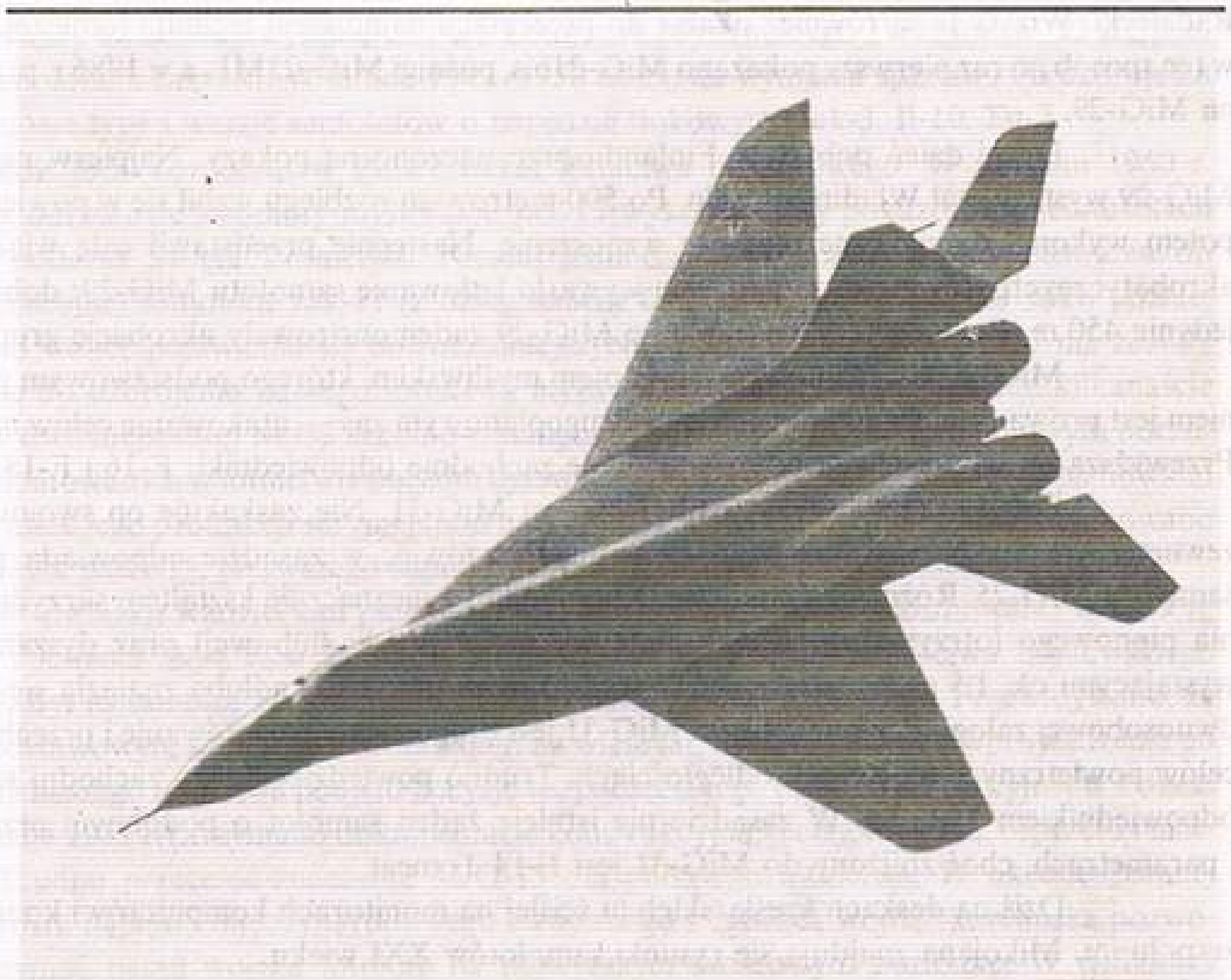
Rostisław Apołłosowicz Bielakow jest wychowankiem OKB Mikojana, gdzie trafił w 1941 r. po skończeniu studiów w MAI (Moskowskij Awiacjonnyj Institut). Wojna zastała go na praktyce dyplomowej, gdy pracował nad modernizacją uzbrojenia MiG-1 oraz MiG-3. Najbardziej interesował się aerodynamiką, jednak wojna spowodowała, że musiał rozwiązywać inne pilne zadania w brygadach podwozia, sterowania i wstępnego projektowania. Bielakowa wyróżniała aktywność, zaangażowanie w pracę i wszechstronność zainteresowań, dlatego też już po roku został zastępcą, a potem kierownikiem brygady podwozia — miał duży udział w budowie podwozia odrzutowych samolotów MiG. Kolejnym obszarem zainteresowań Bielakowa były

[1] Arlazorow M.: op. cit., s. 252.

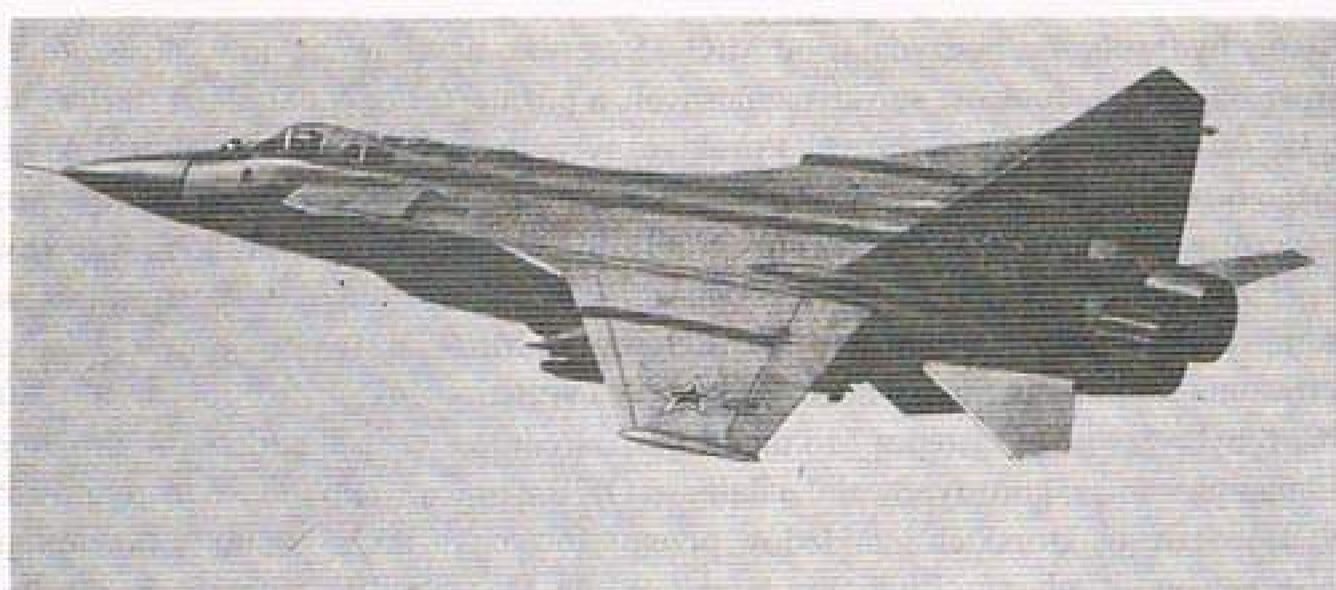
systemy hydrauliczne, poczynając od MiG-15 szeroko użytkowane do wypuszczania i wciągania podwozia, klap, hamulców aerodynamicznych, a później także w układach sterowania. Przeprowadził on wiele prac teoretycznych i praktycznych, m.in. dotyczących wyboru układu hydraulicznego oraz jego parametrów. Z udziałem Bielakowa powstało usterzenie płytowe, wzmacniacze bezzwrotne oraz automat regulacji sterowania do samolotu MiG-19. W 1955 r. kierował brygadą projektów, od 1957 r. był zastępcą głównego konstruktora układów sterowania. Zajmował się takimi systemami do samolotów E-150, E-152 oraz MiG-25, stworzył samoregulujący się układ sterowania samolotem oparty na analizie widma sygnału w układzie pilot-samolot-autopilot. Od 1962 r. był pierwszym zastępcą Mikojana, bezpośrednio kierował budową wielu samolotów i ich badaniami w locie, koordynował działalność OKB z pracą wielu innych instytutów naukowych, zespołów konstruktorskich i zakładów przemysłowych, a także kontaktował się z jednostkami wojskowymi, inżynierami i pilotami latającymi na MiG-ach. W tym okresie został wyróżniony tytułem Bohatera Pracy Socjalistycznej oraz Nagrodą Leninowską. Po śmierci Mikojana został Generalnym Konstruktorem i członkiem-korespondentem Akademii Nauk ZSRR. Był delegatem na kolejne zjazdy KPZR.

Rostisław Bielakow zajmował się uruchamianiem produkcji i dalszym rozwojem MiG-23, MiG-25 oraz MiG-27; pod jego kierunkiem powstawały seryjne samoloty myśliwskie MiG-29 i MiG-31, liczne prototypy i samoloty doświadczalne.

Samoloty MiG-29 i MiG-31, których prototypy opracowano pod koniec lat siedemdziesiątych, teraz są produkowane seryjnie. W porównaniu z samolotami myśliwskimi poprzednich generacji mają one cechy znacznie zwiększające ich możliwości bojowe. „Wchodzące obecnie do



MiG-29



MiG-31

uzbrojenia jednostek sił powietrznych ZSRR samoloty i śmigłowce czwartej generacji wyróżniają się zwiększonym stosunkiem ciągu silników do ciężaru, poprawionymi własnościami aerodynamicznymi, dużym udźwigiem uzbrojenia."[1]

Od 1 do 4 lipca 1986 r. trwała przyjacielska wizyta grupy sześciu radzieckich samolotów bojowych w bazie lotniczej Rissala w pobliżu miasta Kuopio w Finlandii. Jest to kontynuacja bliskich kontaktów łączących tę fińską jednostkę lotniczą z radzieckim pułkiem w Kubince pod Moskwą. Co cztery lata piloci radzieccy odwiedzają Finlandię, a fińscy — Związek Radziecki. Wizyty te są również okazją do prezentacji najnowszej techniki lotniczej. W 1974 r. w ten sposób po raz pierwszy pokazano MiG-21bis, później MiG-23ML, a w 1986 r. przyszła kolej na MiG-29.

Drugi dzień pobytu w Finlandii przeznaczono na pokazy. Najpierw na samolocie MiG-29 wystartował Władimir Czilin. Po 500-metrowym rozbiegu wzbił się w powietrze i zaraz potem wykonał dynamiczne pionowe wznoszenie. Następnie przedstawił całą wiązankę figur akrobatycznych. Równie duże wrażenie wywarło lądowanie samolotu MiG-29: dobieg wyniósł jedynie 450 m. Potem cztery egzemplarze MiG-29 zademonstrowały akrobację grupową.

MiG-29 jest frontowym samolotem myśliwskim, którego podstawowym przeznaczeniem jest prowadzenie walki powietrznej, drugoplanowym zaś — atakowanie celów naziemnych. Przewyższa on własnościami bojowymi swoje zachodnie odpowiedniki: F-16 i F-18.

Drugim z najnowszych MiG-ów jest MiG-31. Nie zaskakuje on swoim wyglądem zewnętrznym tak bardzo, jak MiG-29 — jego płatowiec w zasadzie odpowiada płatowcowi samolotu MiG-25. Różni się on od swego poprzednika nieznacznie kształtem skrzydeł i usterzenia pionowego (otrzymały one małe napływy części przykadłubowej) oraz dyszami silników wystającymi ok. 1,5 m za usterzenie. W wydłużonym przodzie kadłuba znalazła się kabina dla dwuosobowej załogi. Przeznaczeniem MiG-31 jest długotrwałe patrolowanie i przechwytywanie celów powietrznych na dużych odległościach. Trudno powiedzieć, który zachodni samolot jest odpowiednikiem MiG-31. W zasadzie nie istnieje żaden samolot o podobnym przeznaczeniu i parametrach, choć zbliżony do MiG-31 jest F-14 Tomcat.

Dziś na deskach kreślarskich (a ściślej na monitorach komputerów) konstruktorów zespołu im. Mikojana znajdują się rysunki samolotów XXI wieku.

[1] „Awiacja i Kosmonawtika" 6/1985, s. 37.

W Polsce

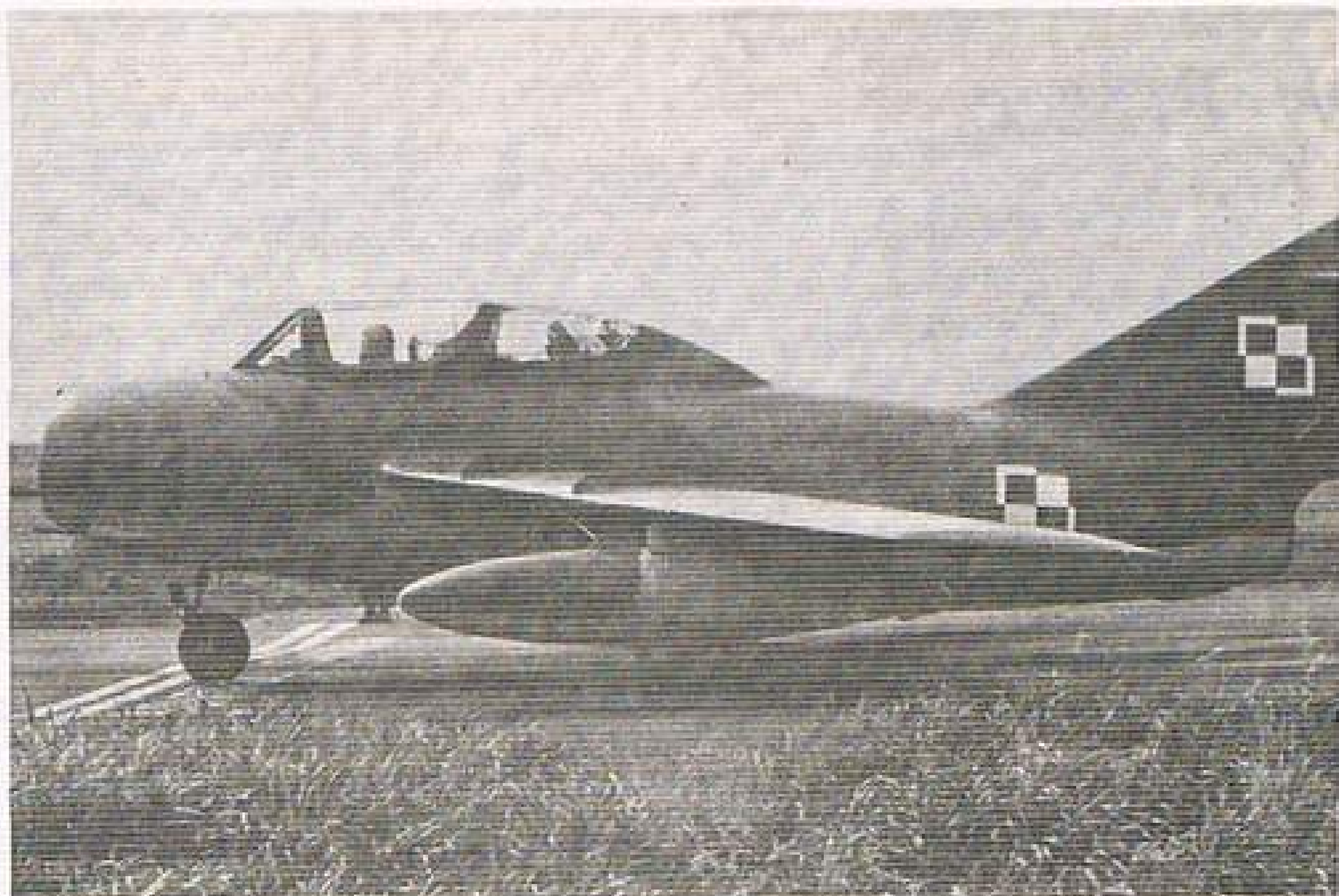
8

W połowie 1943 r. w Grigoriewskoje w ZSRR rozpoczęto formowanie pierwszej eskadry, a niedługo później pierwszego pułku lotniczego Ludowego Wojska Polskiego. Było to możliwe dzięki wszechstronnej pomocy radzieckiej, poczynając od sprzętu, a kończąc na wyszkoleniu kadr. W sierpniu 1943 r. pierwsza samodzielna eskadra myśliwska otrzymała pierwsze samoloty: 5 szkolno-treningowych UT-2. Standardowym uzbrojeniem ludowego lotnictwa w końcowym okresie wojny były myśliwskie Jak-1M oraz Jak-9, szturmowe Ił-2, bombowe Pe-2 i wielozadaniowe Po-2. Pierwszy lot bojowy wykonał 1. Pułk Lotnictwa Myśliwskiego „Warszawa" 23 sierpnia 1944 r. na samolotach Jak-1M. W latach 1947–1950 nastąpiła wymiana sprzętu i do uzbrojenia skierowano nowe typy i wersje samolotów o napędzie tłokowym: Jak-3, Ił-10, Tu-2.

Rok 1950 rozpoczął w Polsce okres lotnictwa odrzutowego. W sierpniu 1950 r. pierwsze trzy odrzutowe samoloty myśliwskie Jak-17 wykonały loty pokazowe w jednostkach lotniczych i podczas Święta Lotnictwa. Niemal jednocześnie rozpoczęto przygotowania do produkcji licencyjnej samolotu Jak-17 (z oznaczeniem G-1), z czego jednak pół roku później zrezygnowano wobec pojawienia się nowocześniejszych typów. Dlatego też Jak-17 nie zostały wprowadzone do uzbrojenia naszego lotnictwa myśliwskiego (użytkowano jedynie kilkanaście samolotów w dwumiejscowej wersji szkolno-treningowej Jak-17W). Pierwszym bojowym odrzutowcem eksploatowanym w lotnictwie polskim był Jak-23 (od wiosny 1951 r.). Również planowano podjęcie w Polsce jego produkcji seryjnej (pod nazwą G-3), jednak w maju 1951 r. zrezygnowano z niej na korzyść MiG-15, pierwszego samolotu MiG użytkowanego w Polsce.

W Związku Radzieckim pierwsze pułki latające na MiG-15 sformowano w 1949 r., a już latem i jesienią 1951 r. w samoloty te przezbrojono 1. Pułk Lotnictwa Myśliwskiego „Warszawa". Był to samolot znakomity, od razu uznany za przyszłościowy. Przewidywano, że będzie on podstawowym samolotem myśliwskim na wiele lat, dlatego też obok wprowadzenia go do uzbrojenia naszego lotnictwa podjęto decyzję rozpoczęcia jego produkcji licencyjnej w Polsce. W połowie maja 1951 r. otrzymano dokumentację konstrukcyjną, technologiczną, osprzętu i inne.

Trudno przecenić znaczenie MiG-15 dla polskiego lotnictwa. W okresie „zimnej wojny" i wzrostu napięcia międzynarodowego związanego z „gorącą wojną" koreańską pozwoliły one utrzymać nasze wojska lotnicze na najwyższym światowym poziomie. W defiladzie powietrznej nad placem Dzierżyńskiego w Warszawie 22 lipca 1952 r. wzięło udział już ponad 60 samolotów MiG-15. Kilka dni wcześniej, 17 lipca, mjr Pniewski oblatał pierwszy egzemplarz



SBLim-2M (fot. P. Butowski)

licencyjnego Lim-1 (licencyjny myśliwiec). W roku 1952 z podzespołów dostarczonych ze Związku Radzieckiego zbudowano sześć egzemplarzy pierwszej serii produkcyjnej, oznaczonych numerami od 1A 01-001 do 1A 01-006. Od stycznia 1953 r. produkcję rozwinięto na pełną skalę. Wpłynęła ona pobudzająco na rozwój przemysłu lotniczego w Polsce, pomogła unowocześnić bazę produkcyjną i wykształcić wysoko wykwalifikowaną kadrę. Stała się stymulatorem rozbudowy zakładów współpracujących z przemysłem lotniczym: hut, fabryk chemicznych, wytwórni łożysk tocznych i wyposażenia radiotechnicznego. Płatowce Lim-1 powstawały w WSK w Mielcu, silniki zaś Lis-1 (licencyjny silnik) — w WSK w Rzeszowie. Produkcję Lim-1 zakończono 1 września 1954 r. po zbudowaniu 12 serii produkcyjnych (227 sztuk).

W roku 1953 do uzbrojenia lotnictwa polskiego wszedł MiG-15bis; równocześnie zmodernizowano produkcję w WSK-Mielec i rozpoczęto wytwarzanie kopii MiG-15bis pod nazwą Lim-2. Pierwszy egzemplarz Lim-2 z numerem fabrycznym 1B 001-01 opuścił zakłady w Mielcu 17 września 1954 r., a więc w 17 dni po ostatnim Lim-1.

W późniejszym okresie, wykorzystując posiadane wyposażenie radiotechniczne samolotów Lim-2 w Lotniczych Zakładach Remontowych dokonano modernizacji samolotów Lim-1, montując w nich te urządzenia. Powstałe w ten sposób samoloty nazywano nieoficjalnie Lim-1,5. Produkcja Lim-2 trwała do 23 listopada 1956 r., kiedy zakład opuścił pięćsetny egzemplarz 1B 019-14.

Dwumiejscowe samoloty szkolno-bojowe UTMiG-15 nie były produkowane w Polsce, jednakże wobec dużego zapotrzebowania na odrzutowy samolot szkolny liczne egzemplarze Lim-1 przebudowano w samoloty SBLim-1 (szkolno-bojowy). W późniejszym czasie zamieniono na nich tylne części kadłuba na pochodzące od Lim-2 — tak powstały samoloty SBLim-2. Nie był to koniec metamorfoz samolotów Lim-1 oraz Lim-2. Dwumiejscowe SBLim przystosowano do rozpoznania i kierowania ogniem artylerii. Przez wyjęcie z drugiej kabiny sterownic, zamontowanie pulpitu dla nawigatora, wzmocnienie uzbrojenia do dwóch działek 23 mm oraz zainstalowanie

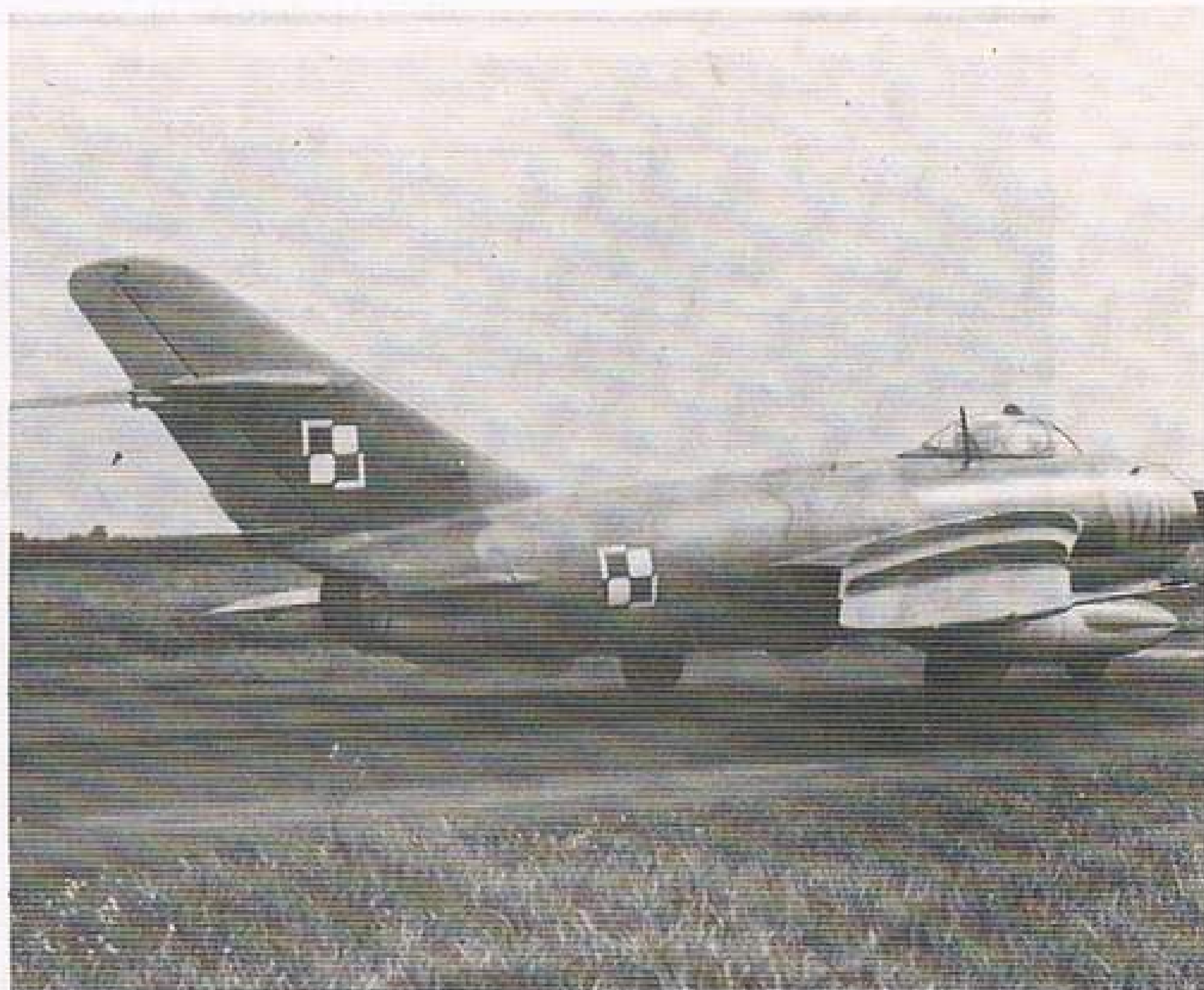
lotniczego aparatu fotograficznego powstały warianty SBLim-1A i SBLim-2A (tzw. artyleryjskie; pierwotnie oznaczano je SBLim-1Art i SBLim-2Art). Po latach samoloty SBLim-2A ponownie przekształcono w szkolno-bojowe, tworząc wersję SBLim-2M.

Po opracowaniu w Związku Radzieckim samolotu MiG-17F do wytwarzania go oprzyrządowano także linię produkcyjną w WSK-Mielec. Pierwszy egzemplarz Lim-5, tak bowiem nazywano licencyjny MiG-17F, z numerem fabrycznym 1C 00-01 opuścił zakład 28 listopada 1956 r., w pięć dni po ostatnim Lim-2. Samolot 1C 00-01 był następnie samolotem dyspozycyjnym dowódcy Wojsk Lotniczych gen. Freya-Bieleckiego, a dziś znajduje się w WOSL w Dęblinie służąc jako pomoc naukowa. Ostatnim z 477 zbudowanych samolotów Lim-5 był 1C 19-14, zdany 30 czerwca 1960 r. Lim-5 były podstawowym sprzętem myśliwskim lotnictwa polskiego do połowy lat sześćdziesiątych, gdy zastąpiły je MiG-21.

Bezpośrednią modyfikacją Lim-5 był Lim-5R, powstały pod koniec lat pięćdziesiątych przez zamontowanie lotniczego aparatu fotograficznego AFA-39 w fotopojemniku pod centralną częścią kadłuba.

18 stycznia 1959 r. WSK opuścił pierwszy licencyjny Lim-5P, będący kopią myśliwca przechwytującego MiG-17PF wyposażonego w stację radiolokacyjną RP-5. Wykonano 6 serii produkcyjnych Lim-5P (129 sztuk), a ostatni egzemplarz, 1D 06-41, powstał 29 grudnia 1960 r.

Pod koniec lat pięćdziesiątych podjęto w Polsce prace nad modyfikacją samolotu Lim-5, w celu przekształcenia go w samolot myśliwsko-szturmowy służący do bezpośredniego



Lim-5R (fot. P. Butowski)



Lim-5M



Lim-6bis (fot. P. Butowski)

wsparcia wojsk lądowych. Bodźcem do modyfikacji było zapoznanie się z wymaganiami dotyczącymi nowoczesnego samolotu myśliwsko-szturmowego opracowanymi przez sztab NATO w 1954 r. Po szczegółowej analizie okazało się, że Lim-5 jest bliski spełnienia tych wymagań — celowe więc były modyfikacje dostosowujące go do roli samolotu myśliwsko-szturmowego.

W 1958 r. w WSK-Mielec pod kierunkiem inż. Feliksa Borodzika przygotowano kolejne projekty modyfikacji. Pierwszy wariant różnił się od Lim-5 zamontowaniem po bokach kadłuba rakiet startowych SR oraz pojemnika ze spadochronem hamującym SH-19 pod tylną częścią kadłuba. W kolejnym wariancie dodano jeszcze kilka innych nowości. Dla polepszenia własności samolotu na lotniskach gruntowych zastosowano zdwojone główne koła podwozia. Instalację paliwową powiększono o dodatkowe stałe zbiorniki paliwa: w nasadach skrzydeł założono dwa owiewkozbiorniki stanowiące jednocześnie zbiorniki paliwa oraz owiewki dodatkowych kół podwozia głównego.

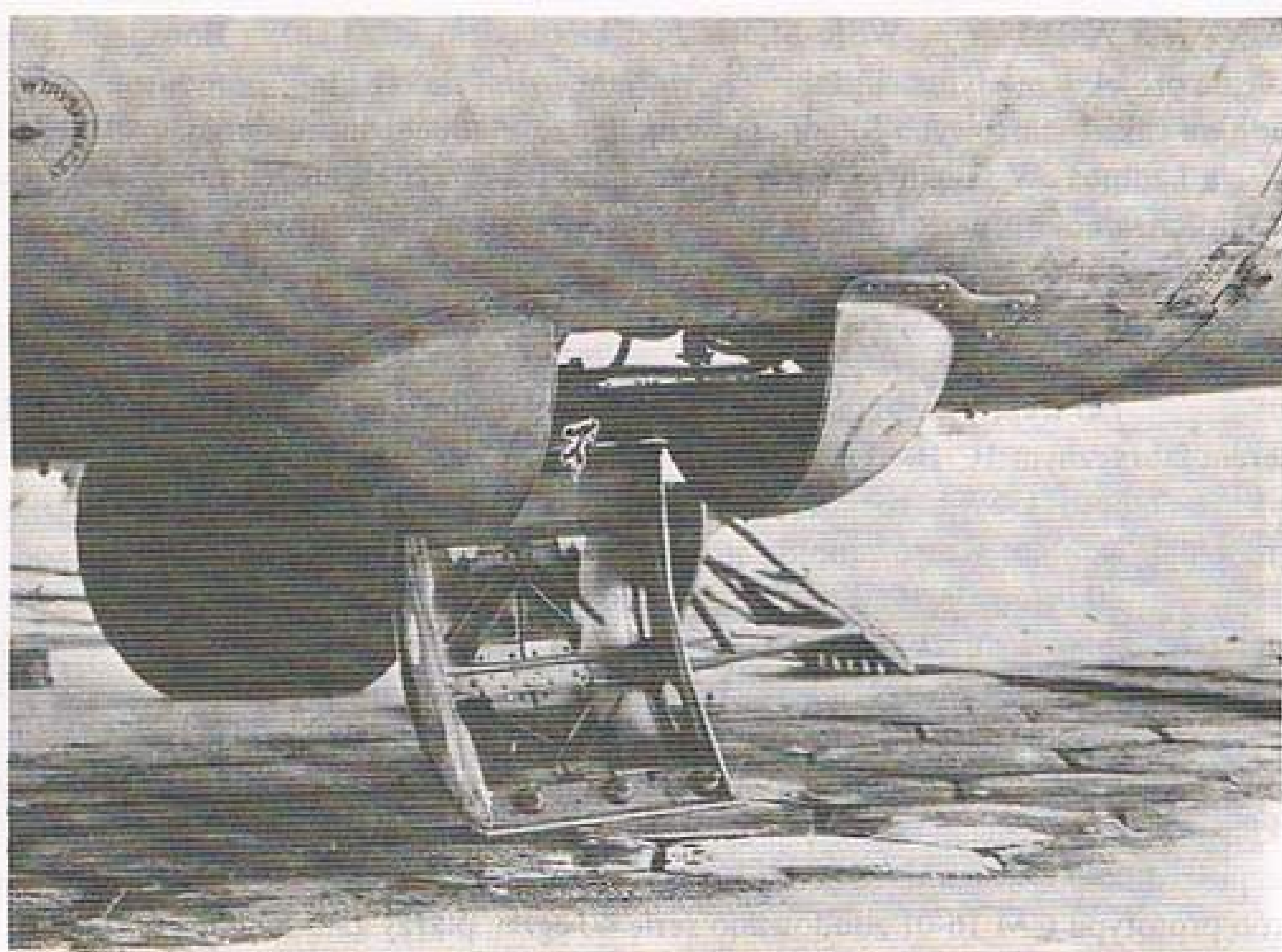
Do wypróbowania nowej koncepcji przeznaczono egzemplarz samolotu Lim-5 z numerem fabrycznym 1C 10-30. Wprowadzono w nim wszystkie przeróbki i przekazano do prób w locie. 2 lipca 1959 r. rozpoczęły się badania prototypu CM 10-30 na lotnisku polowym, a następnie samolot skierowano do produkcji seryjnej pod nazwą Lim-5M.

30 listopada 1960 r. WSK-Mielec opuścił pierwszy egzemplarz Lim-5M, oznaczony numerem fabrycznym 1F 01-01. Produkcja trwała do 10 maja 1961 r. i zakończyła się po zbudowaniu 60 sztuk w trzech seriach produkcyjnych (ostatni był egzemplarz 1F 03-30).

Jeszcze przed rozpoczęciem produkcji seryjnej Lim-5M powstał projekt tego samolotu z innym rozmieszczeniem spadochronu hamującego (u nasady statecznika pionowego) oraz z klapami z nadmuchem. Rozwiązania te testowano od stycznia 1961 r. na egzemplarzu CM 16-01. Bezpośrednio po zakończeniu produkcji samolotu Lim-5M, a jeszcze przed wykonaniem pełnych prób prototypu CM 16-01 zbudowano serię 40 egzemplarzy Lim-6. Różniły się one od Lim-5M innym umieszczeniem spadochronu hamującego i klapami z nadmuchem. Samoloty te miały numery fabryczne od 1J 04-01 do 1J 04-40.



Lim-6R (fot. P. Butowski)



Otwarty pojemnik na aparat fotograficzny pod kadłubem samolotu SBLim-2M (fot. P. Butowski)

Samoloty Lim-6 nigdy jednak w takiej postaci nie trafiły do jednostek. Wiele czasu poświęcono wyeliminowaniu przypadków pompażu silnika występujących na prototypie CM 16-01. Mimo uporania się z nimi próby fabryczne Lim-6 przerwano 29 marca 1962 r. Według ostatecznej konkluzji z prób samolot nie nadawał się do eksploatacji. Zaważyły na tej decyzji duże dodatkowe opory wywołane przez grubsze skrzydło oraz mała skuteczność klap z nadmuchem. Osiągi samolotu zbyt mocno obniżyły się w stosunku do Lim-5. Podobne opinie o samolocie Lim-5M dochodziły z jednostek lotniczych. Zarówno próby Lim-6, jak i wnioski z eksploatacji Lim-5M wskazywały, że najwięcej problemów przysparzają owiewkozbiorniki. Dlatego też w kwietniu 1962 r. rozpoczęto dalsze próby, mające doprowadzić do opracowania udanego polskiego samolotu myśliwsko-szturmowego.

Trwające przez cały rok 1962 poszukiwania doprowadziły do powstania samolotu Lim-6bis. Zdjęto z niego owiewkozbiorniki, powrócono do klap samolotu Lim-5, zachowano natomiast spadochron hamujący. Także podwozie z powrotem otrzymało postać jednokołową, co było uzasadnione tym, że Lim-6bis nie był wiele cięższy od Lim-5. Problem poprawienia własności samolotu przy atakowaniu celów naziemnych rozwiązano montując na skrzydłach dodatkowe dwa wysięgniki na uzbrojenie. Można na nich podwieszać wyrzutnie niekierowanych pocisków rakietowych lub niewielkie bomby. We wnioskach z prób samolotu Lim-6bis stwierdzono, że niezależnie od podwieszeń nie występują na nim zjawiska, które stwarzałyby trudności w pilotowaniu lub zagrażałyby bezpieczeństwu wykonywanych lotów. Po uzyskaniu pozytywnej oceny samolot został skierowany do produkcji seryjnej.

23 marca 1963 r. zakład produkcyjny opuścił pierwszy egzemplarz Lim-6bis powstały w wyniku przebudowy Lim-6. Po przerobieniu w ten sposób wszystkich zbudowanych uprzednio



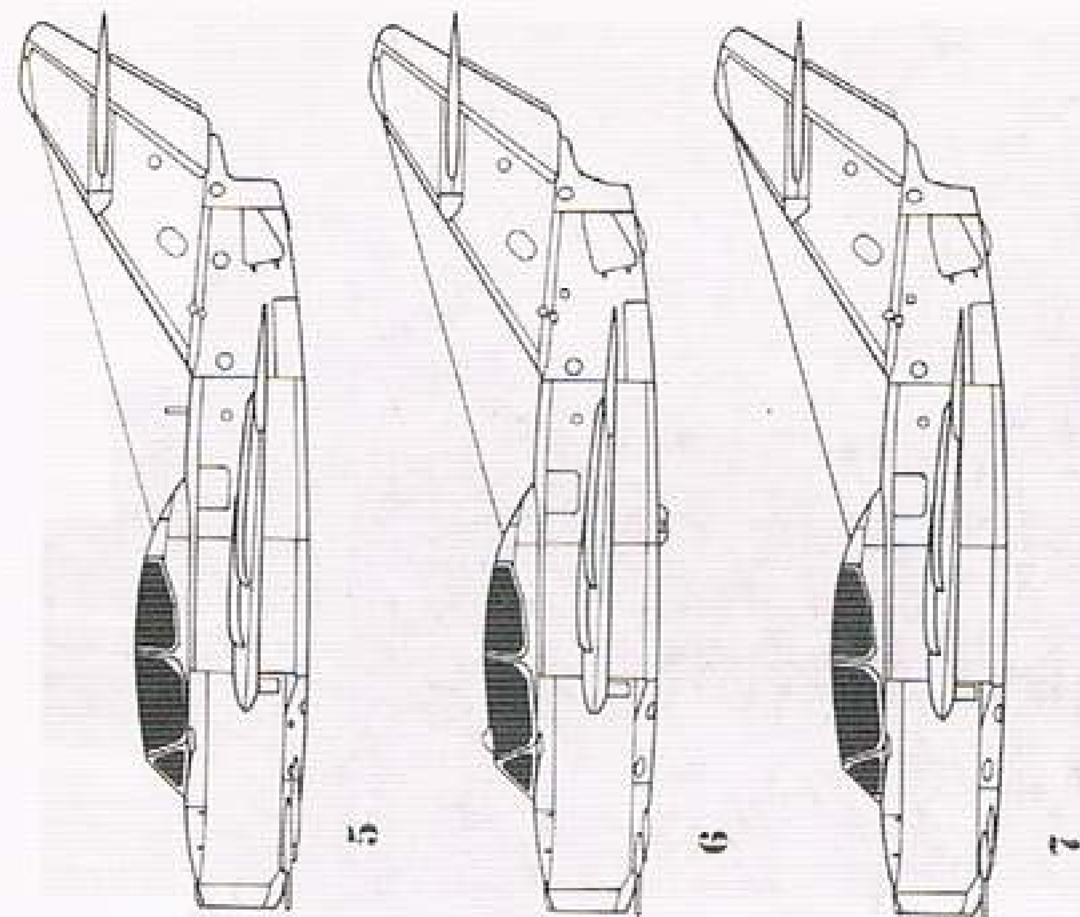
Lim-6M (fot. P. Butowski)

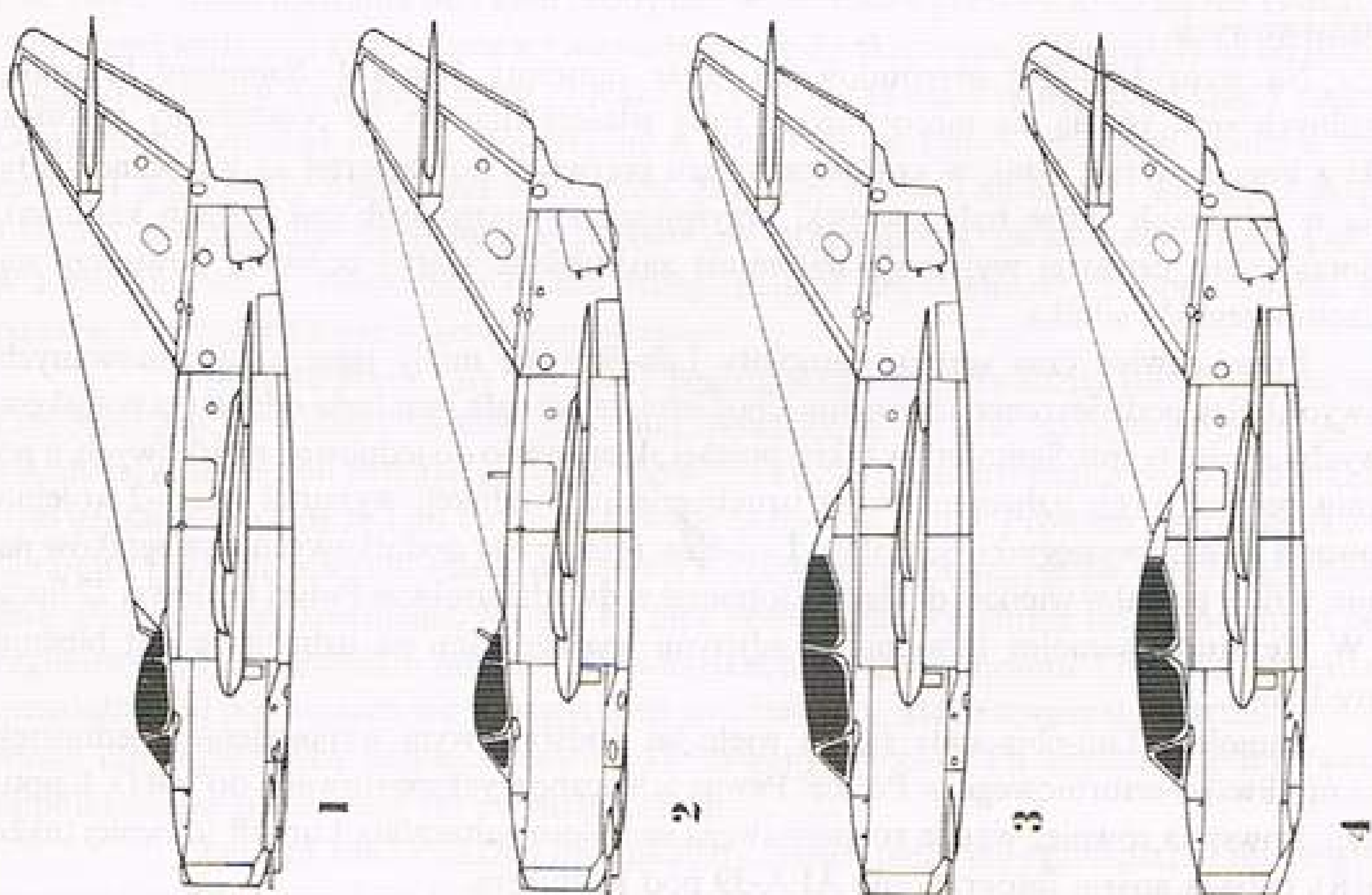
samolotów Lim-6 (seria czwarta) przystąpiono do produkcji nowych egzemplarzy (seria piąta i szósta). Zbudowano ich łącznie 70, a ostatnim był 1J 06-40 z 25 lutego 1964 r. Od 15 kwietnia do 24 czerwca 1964 r. na egzemplarzu 1J 05-04 przeprowadzono państwowe próby kontrolne samolotu Lim-6bis. Formalną datą wprowadzenia samolotu Lim-6bis do uzbrojenia Wojsk Lotniczych jest 14 września 1964 r., gdy Główny Inspektor Lotnictwa zatwierdził protokół z prób państwowych.

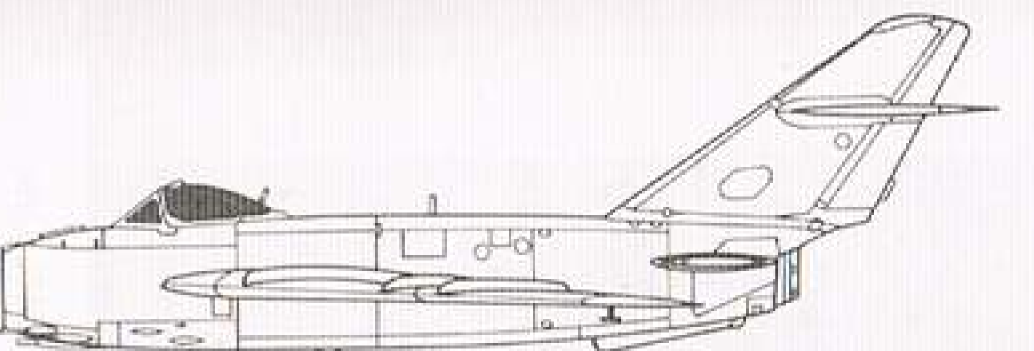
Na wzór Lim-6bis przebudowano także samoloty Lim-5M. Samoloty Lim-6bis poszczególnych serii różnią się nieco między sobą właśnie dlatego, że powstawały wskutek przeróbki z innych wersji. I tak w samolotach serii pierwszej do czwartej są widoczne ślady nitowania w miejscach, gdzie były owiewki przyśpieszaczy startowych (po bokach kadłuba), w samolotach serii czwartej występują natomiast zasklepione klapki uchwytu powietrza na wziernikach przeglądu silnika.

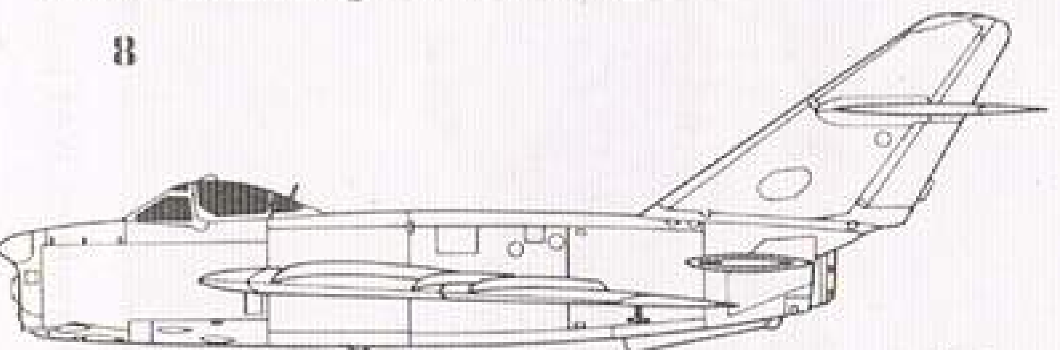
Przez pewien czas seryjne samoloty Lim-6bis nie miały jeszcze zamontowanych dodatkowych belek podwieszenia uzbrojenia, choć istniała już cała instalacja odpalania pocisków rakietowych i zrzutu bomb. Samoloty w takiej postaci skierowano do jednostek wojskowych, a po ukończeniu pełnych prób uzbrojenia oraz uruchomieniu produkcji wyrzutni Mars-2 kolejno zamontowano na nich wysięgniki. Samoloty Lim-6bis, jeszcze bez dodatkowych wysięgników na uzbrojenie, wzięły udział w wielkiej defiladzie lotniczej w dwudziestolecie Polski Ludowej 22 lipca 1964 r. W literaturze samolot Lim-6bis ze zdjętymi wysięgnikami na uzbrojenie jest błędnie nazywany Lim-6.

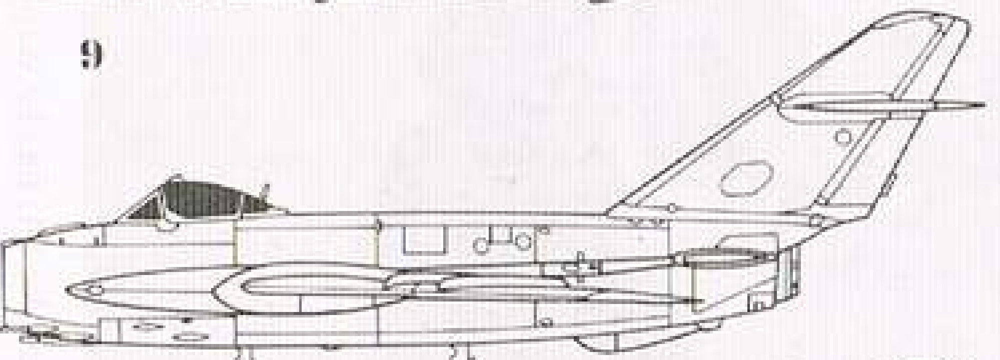
Samoloty Lim-6bis stały się na wiele lat podstawowym wyposażeniem jednostek lotnictwa myśliwsko-szturmowego w Polsce. Pewną ich liczbę wyeksportowano do NRD, Egiptu i Indonezji. Powstała również wersja rozpoznawcza samolotu oznaczona Lim-6R (dawniej także Lim-6bisR), mająca aparat fotograficzny AFA-39 pod kadłubem.

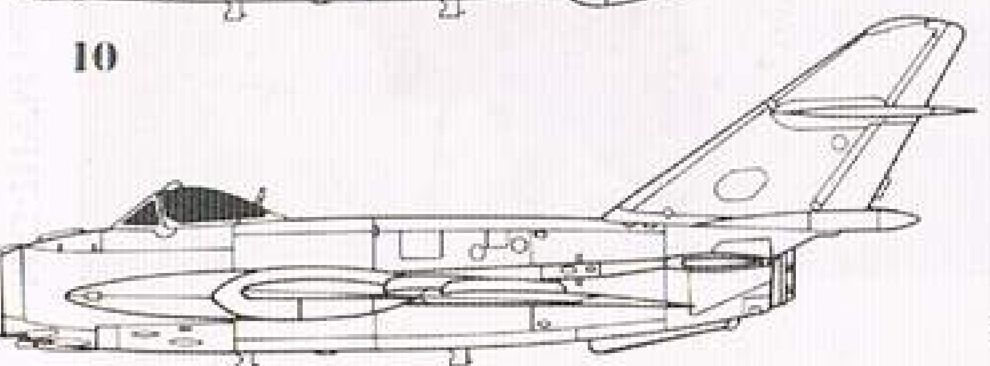

5
6
7

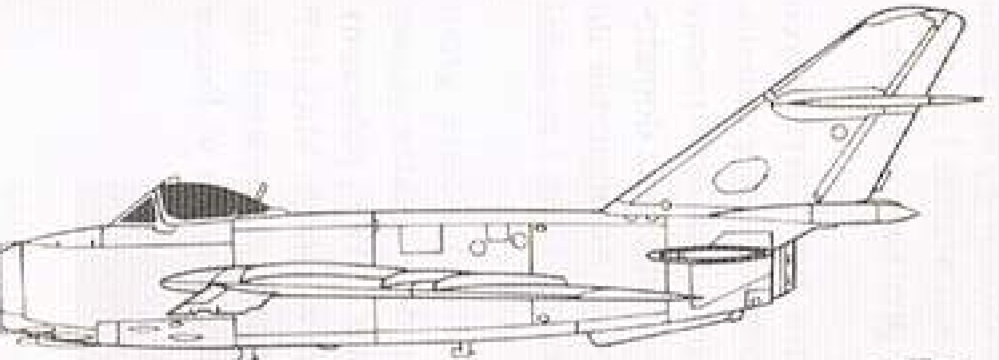

1
2
3
4

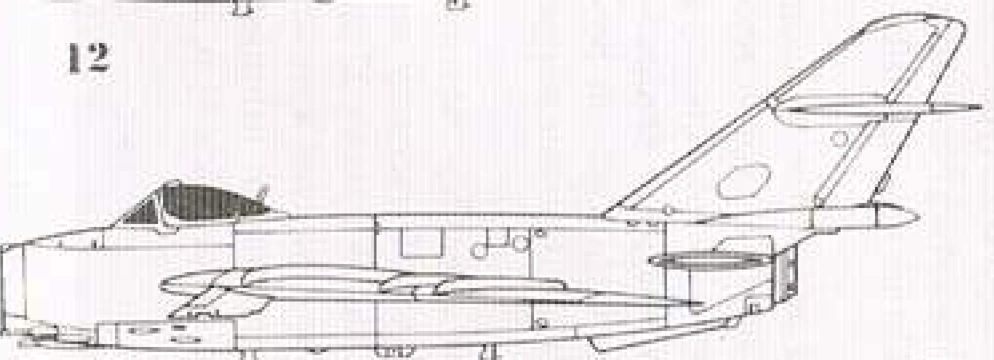

8

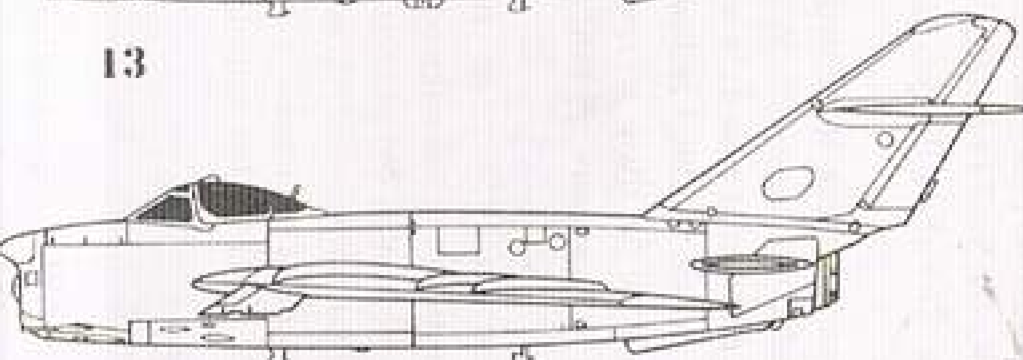

9


10


11


12


13


14

Samoloty Lim

1 — Lim-1 (MiG-15), *2* — Lim-2 (MiG-15bis), *3* — SBLim-1, *4* — SBLim-2 z częścią przednią od UTMiG-15, *5* — SBLim-1A, *6* — SBLim-2A, *7* — SBLim-2M, *8* — Lim-5 (MiG-17F), *9* — Lim-5P (MiG-17PF), *10* — Lim-5M, *11* — Lim-6, *12* — Lim-6bis, *13* — Lim-6R, *14* — Lim-6M

W 1969 r. przeprowadzono próby skuteczności kilku typów samolotów w zwalczaniu celów naziemnych. Spośród MiG-21, Su-7 i Lim-6bis najwyższą ocenę otrzymał właśnie Lim-6bis, pilotowany przez mjr. Mazura. Zaważyła na tym głównie jego niewielka prędkość oraz dobra zwrotność na małej wysokości.

Po latach użytkowania przez lotnictwo myśliwskie samolotów przechwytujących Lim-5P przestały one odpowiadać wymaganiom. W roku 1971 rozpoczęto przebudowę samolotów Lim-5P na wzór Lim-6bis, nazywając powstałe w ten sposób samoloty myśliwsko-szturmowe Lim-6M. Zmiany polegały na usunięciu stacji radiolokacyjnej z przodu kadłuba oraz dobudowaniu na skrzydłach wysięgników na dwie wyrzutnie Mars-2 lub bomby. Analogicznie do poprzednich modyfikacji powstał rozpoznawczy Lim-6MR. Ostatnie wersje samolotów Lim nadal służą lotnictwu polskiemu.

W ostatnich miesiącach 1958 r. po raz pierwszy zabrzmiał nad Polską grom dźwiękowy. Do uzbrojenia lotnictwa myśliwskiego wszedł pierwszy samolot naddźwiękowy MiG-19. Pierwszą publiczną prezentacją był przelot nad Warszawą 22 lipca 1959 r., połączony z przekroczeniem bariery dźwięku. Samolot użytkowany był u nas w dwóch wersjach: MiG-19P oraz MiG-19PM (pierwszy w Polsce samolot z kierowanym uzbrojeniem rakietowym) do początku lat siedemdziesiątych. MiG-19 był samolotem przejściowym, stosowanym w Polsce w niedużej liczbie.



MiG-21PFM (samolot 94; fot. L. Wróblewski — WAF)



MiG-21R (samolot 94R; fot. I. Sobieszczuk — WAF)



MiG-23MF (fot. Zb. Chmurzyński — WAF)

Już w listopadzie 1961 r. pierwszych piętnastu polskich pilotów przeszło w Związku Radzieckim przeszkolenie na kolejnym samolocie, MiG-21, a w 1963 r. do uzbrojenia naszego lotnictwa weszły MiG-21F-13. W ciągu kilku lat MiG-21 stały się najpopularniejszymi samolotami myśliwskimi w Polsce. Publicznie przedstawiono je po raz pierwszy 22 lipca 1964 r. nad Warszawą. W niedługim czasie MiG-21F-13 zostały uzupełnione przez MiG-21PF oraz MiG-21PFM, a od początku lat siedemdziesiątych przez wersje należące do kolejnych generacji (MiG-21M, MiG-21MF, MiG-21bis). Oprócz wariantów myśliwskich użytkowane są też rozpoznawcze MiG-21R i szkolno-bojowe MiG-21U, MiG-21US oraz MiG-21UM.

Najnowszym samolotem MiG użytkowanym przez lotnictwo polskie jest MiG-23, służący w Wojskach Obrony Powietrznej Kraju. Pierwsze MiG-23 przybyły do Polski w połowie 1979 r., a publicznie przedstawiono je w reportażu telewizyjnym 24 lutego 1982 r. Są to myśliwskie MiG-23MF i szkolno-bojowe MiG-23UB. Stanowią one istotny element systemu obrony polskiego nieba.

Podsumowanie

9

Przez kilkadziesiąt lat istnienia OKB im. Mikojana stworzono w nim ponad 100 samolotów eksperymentalnych, prototypowych i seryjnych. Dzięki swoim charakterystykom znajdowały się one zawsze na najwyższym poziomie światowym. MiG był pierwszym radzieckim samolotem odrzutowym, pierwszym seryjnym samolotem naddźwiękowym. Na MiG-ach po raz pierwszy w ZSRR zastosowano kabinę hermetyczną, fotel wyrzucany, usterzenie płytowe, wysokościowe układy hydrauliczne, automatyczny system sterowania lekkim samolotem, naddźwiękowy regulowany wlot powietrza. Najnowsze konstrukcje zespołu Mikojana i Guriewicza mają całkowicie stalowy spawany płatowiec, zbudowane są z termoodpornych stopów stali i tytanu, tworzyw sztucznych i materiałów kompozytowych.

Samoloty każdego z zespołów konstruktorów lotniczych mają pewne cechy charakterystyczne. Na przykład dla Jakowlewa typowe jest dążenie do uzyskania wymaganych parametrów taktyczno-technicznych przy możliwie najmniejszej masie samolotu. Prawie wszystkie samoloty odrzutowe Tupolewa mają podobny układ skrzydeł: długie o zmiennym skosie wzdłuż rozpiętości i z gondolą na podwozie na tylnej ich krawędzi. Wszystkie śmigłowce Kamowa mają układ współosiowy. Z konstrukcji innych państw niezwykle charakterystyczne są samoloty myśliwskie Mirage.

Cechy łączące wszystkie MiG-i to duża prędkość i wysoki pułap. Zespół Mikojana i Guriewicza specjalizuje się w budowie samolotów myśliwskich, w tym przechwytujących, a były to przez kilkadziesiąt lat cechy najistotniejsze dla tej klasy samolotów. Od pierwszego MiG-1 po konstrukcje z końca lat sześćdziesiątych do MiG-ów należały liczne rekordy prędkości i wysokości lotu. Najszybszymi w ZSRR były w swoim czasie samoloty zespołu Mikojana i Guriewicza: I-200 (MiG-1), I-220, I-250, F (MiG-9), FR (MiG-9), SM-2, SM-9 (MiG-19), E-2A, E-50. Do E-66, E-166 oraz E-266 należały lub należą światowe rekordy prędkości. Podobnie jest z wysokością lotu. MiG-3 i samoloty doświadczalne okresu wojny (głównie seria A) były projektowane jako myśliwce wysokościowe, zalety MiG-15 oraz MiG-21 ujawniały się najpełniej na wysokościach ponad 7–8 tys. m. Szczytowym punktem tej tendencji jest samolot MiG-25, najszybszy i najwyżej latający seryjny samolot myśliwski świata.

Mikojan i Guriewicz rozpoczynali samodzielną działalność konstruktorską w latach, gdy wyłaniała się koncepcja samolotu myśliwskiego na kilka dziesięcioleci. Gdyby próbować zawrzeć ją w jednym słowie, brzmiałoby ono: prędkość. Działo się to kosztem innych

parametrów, lecz było uzasadnione (np. podczas walk powietrznych w Korei 65% zestrzeleń uzyskano w jednym niespodziewanym ataku). Wpływ na zwiększenie prędkości lotu miało modernizowanie napędu oraz kształtu aerodynamicznego samolotu. W samolotach tłokowych Mikojana i Guriewicza moc silników zwiększyła się z 1000 kW do 1650 kW. Pewien przyrost ciągu dało także ulepszenie konstrukcji śmigła. Zmniejszenie oporu samolotu uzyskano w tym okresie głównie poprzez wygładzenie i uszczelnienie pokrycia oraz przesunięcie lub oprofilowanie wystających elementów konstrukcji (np. zmiana anteny radiostacji na mieczową dała w samolocie MiG-3 przyrost prędkości o 4 km/h, chłodnice przesunięto spod kadłuba do nasady skrzydła, złagodzono kształt w miejscu połączenia kadłuba ze skrzydłem). Oczywiście były to przedsięwzięcia często sprzeczne z innymi wymaganiami, np. zgodne z zasadą zmniejszenia oporu wpisanie kabiny w obrys kadłuba powodowało pogorszenie widoczności, szczególnie do tyłu (dlatego osłonę kabiny samolotu D wysunięto do góry, w samolotach A zaś miała ona kształt kroplowy).

Wszelki rozwój odbywa się skokowo: po dojściu do pewnej granicy potrzebne są rewolucyjne zmiany zapoczątkowujące kolejny etap. Taką rewolucją w rozwoju lotnictwa było wprowadzenie silnika odrzutowego. Najszybszym MiG-iem tłokowym był I-225 (726 km/h), I-250 o napędzie kombinowanym osiągnął 825 km/h, a pierwszy odrzutowy MiG-9 już 911 km/h. Przejście do nowych prędkości pociągnęło za sobą zmiany kształtu i konstrukcji samolotu. Ostatecznie uległo wyparciu drewno i sklejka jako materiały lotnicze. Pierwsze samoloty odrzutowe budowane były zgodnie z zasadami aerodynamiki dla prędkości 600–700 km/h, a osiągały 900–1000 km/h. Stało się to przyczyną licznych katastrof. Radykalnym krokiem naprzód było zastosowanie skrzydła skośnego. Był to najlepszy sposób zmniejszenia oporu falowego, odsunięcia dalej krytycznej liczby Macha. Prędkości samolotów przekroczyły 1000 km/h (MiG-15). Nowe skrzydła miały też wady: mniejsza siła nośna, utrudnione zastosowanie mechanizacji, mniejsza skuteczność sterów. Typowy dla samolotów MiG-15, MiG-17 oraz MiG-19 jest coraz większy ujemny wznios skrzydła, zmniejszający nadmierną stateczność poprzeczną i siły niezbędne w układzie sterowania. Mimo to wzrost obciążeń sterownic był tak duży, że niezbędne okazało się zastosowanie pierwszych wzmacniaczy hydraulicznych (MiG-15bis).

Pewną modyfikacją skrzydła skośnego było tzw. skrzydło sierpowe użyte na MiG-17. W części przykadłubowej miało ono skos 45°, co umożliwiło zastosowanie tam większej grubości profilu (mniejsza masa konstrukcji, łatwiejsze umieszczenie podwozia). Dalsza część skrzydła miała skos 42°, co przeciwdziałało oderwaniu strugi powietrza na dużych kątach natarcia oraz polepszało skuteczność lotek i klap.

Kolejny etap rozpoczął się wraz z przekroczeniem przez samolot prędkości dźwięku (w OKB Mikojana i Guriewicza po raz pierwszy na MiG-15L). W samolocie MiG-19, będącym pierwszym radzieckim seryjnym myśliwcem naddźwiękowym, skos skrzydeł doprowadzono do 55°, nastąpiło dalsze zmniejszenie grubości względnej profilu (szczególnie istotne w zakresie $M > 1$). Znaczącym faktem było zastosowanie nowych elementów w systemie sterowania: usterzenia płytowego, wzmacniaczy bezzwrotnych oraz automatów ARU. W sumie jednak MiG-19 przekroczył barierę dźwięku dużym nadmiarem ciągu dwóch silników RD-9. Kolejny samolot, MiG-21, o mniejszym ciągu silnika, osiągał prędkość o ok. 700 km/h większą. Zastosowano w nim regułę pól, polepszającą własności aerodynamiczne w zakresie do $M = 1,8$ oraz skrzydło trójkątne mające dużą sztywność przy małej masie. Skrzydło trójkątne ma wszystkie zalety skrzydła skośnego o dużym skosie, a nie ma wielu jego wad.

Od połowy lat pięćdziesiątych następuje proces zdecydowanie zmieniający spojrzenie na samolot myśliwski: przekształcenie się samolotu w system bojowy. Wiąże się on z nieustannym wzrostem roli silnika, uzbrojenia i wyposażenia w wypełnianiu zadań stawianych samolotowi. Przy konstruowaniu MiG-19 oraz MiG-21 niezwykle istotne było przygotowanie do nich

kierowanych rakiet powietrze-powietrze. Powstały one we współpracy z zespołem konstruktorów uzbrojenia rakietowego. Wiele wysiłku kosztowało zespoły Mikojana i Tumanskiego opracowanie do silnika RD-11 w MiG-21 regulowanego naddźwiękowego wlotu powietrza. W późniejszych latach udział „silnikowców" i „uzbrojeniowców" w powstaniu samolotu bojowego stał się jeszcze większy. Bardzo ważnym elementem wyposażenia samolotu stała się wielofunkcyjna elektroniczna maszyna cyfrowa.

Szczytowym osiągnięciem w zakresie zwiększania prędkości jest MiG-25. Opracowany w pierwszej połowie lat sześćdziesiątych jest także doskonałym przykładem opisanego wyżej procesu. Najważniejsze problemy przy jego konstruowaniu rozwiązywały zespoły współpracujące z OKB Mikojana i Guriewicza. Było to przygotowanie żarowytrzymałych stopów stali i tytanu, silników o znacznym ciągu, radiolokatora, rakiet i układu kierowania uzbrojeniem dużego zasięgu.

MiG-25 jest także przykładem ówczesnej radzieckiej koncepcji tworzenia kompleksów przechwytywania celów powietrznych. Samolot jest w nich jedynie jednym z elementów, złączonym w całość z urządzeniami naziemnymi. W podobnym systemie „Uragan" działały starsze doświadczalne samoloty MiG serii I-3, I-7 oraz E-150 i E-152.

W koncepcji aerodynamicznej MiG-25 nowością jest szeroki kadłub nośny, krótkie i szerokie skrzydła skośne oraz podwójne usterzenie pionowe. Do MiG-25 należą dziś liczne rekordy światowe.

Dążenie do ciągłego wzrostu prędkości samolotów myśliwskich zostało zahamowane w połowie lat sześćdziesiątych. Miało to kilka przyczyn. Przede wszystkim w toku wojen lokalnych i prób poligonowych okazało się, że większość walk powietrznych i ataków na cele naziemne odbywa się przy $M = 0{,}8$ do $M = 1{,}2$. Maksymalna prędkość wykorzystywana jest podczas pościgu lub powrotu po wykonaniu zadania. Prędkość ok. 3000 km/h przydatna jest jedynie wyspecjalizowanym samolotom rozpoznawczym (SR-71, MiG-25R) i przechwytującym (YF-12, MiG-25P). Osiągając $M = 2{,}5$ do $M = 3$ samolot napotyka barierę cieplną. Jej pokonanie jest oczywiście możliwe, lecz wymaga wielorakich przedsięwzięć technicznych i jest bardzo kosztowne. Dlatego też budowane współcześnie na świecie samoloty myśliwskie osiągają prędkość maksymalną w granicach 2000–2500 km/h. Rozwój samolotu myśliwskiego zmierza przede wszystkim w kierunku ulepszenia uzbrojenia i urządzeń elektronicznych. Spośród własności lotnych największy nacisk położono na manewrowość, zarówno w płaszczyźnie poziomej jak i pionowej.

Powszechnie użytkowanymi dziś samolotami rodziny MiG są MiG-23 oraz MiG-27. Zwiększenie rozpiętości prędkości (stosunek prędkości maksymalnej do prędkości lądowania), poprawę zwrotności i wiele innych zalet osiągnięto w nich poprzez zastosowanie zmiennej geometrii skrzydła.

MiG-29 i MiG-31 to już czwarta generacja odrzutowych samolotów bojowych ZSRR. Czym różnią się samoloty myśliwskie czwartej generacji od poprzednich: MiG-23 i MiG-25? Nie osiągają one większej prędkości ani pułapu (co więcej — latają wolniej i niżej niż tamte). Za to zdecydowanie zwiększyła się ich zwrotność: zmniejszyło się obciążenie skrzydeł, a stosunek siły ciągu silników do masy samolotu wzrósł skokowo i znacznie przekroczył 1. Do historii przechodzą skrzydła o zmiennej geometrii w lekkich samolotach: w ostatnich latach opracowano skrzydła pasmowe oraz nowe profile, których wykorzystanie daje samolotowi podobne własności jak zmienna geometria, a z masy konstrukcji ujmuje dobre kilkaset kilogramów. Samolot odrzutowy przestał być „rurą". Płynne, wygięte linie to nie moda — to przede wszystkim lepsze własności, staranniejsze wykorzystanie wnętrza, mniejsza efektywna powierzchnia odbicia. Kształt samolotu nie jest już tak oczywisty jak kiedyś. Na przykład proszę przyjrzeć

się zdjęciom samolotu MiG-29 i spróbować określić, czy jest to górnopłat, średniopłat, czy dolnopłat. Żartując można powiedzieć, że z przodu jest dolnopłatem, w środku — górnopłatem, a dalej wcale nie ma kadłuba, są tylko dwie rozsunięte na boki gondole silnikowe.

Skrzydła pasmowe są połączeniem skrzydeł trójkątnych o dużym skosie (w części przykadłubowej) i skrzydeł trapezowych o zaokrąglonej krawędzi natarcia. Dzięki swojej konstrukcji i specyficznemu układowi zawirowań skrzydła pasmowe dysponują dużą siłą nośną i krytyczną liczbą Macha oraz małymi oporami: indukowanym, falowym i wyrównoważenia.

Nowością zastosowaną w ostatnich samolotach MiG jest sterowanie czynne. Przekazywanie sygnału na stery następuje elektrycznie, a nie mechanicznie jak dotychczas. Przelicznik cyfrowy przetwarza informację (zebraną przez mierniki prędkości, prześpieszeń kątowych, kątów natarcia itp.) i przekazuje ją do mechanizmów sterowych. Dzięki temu następuje automatyczne, nie absorbujące pilota korygowanie odchyleń od zadanego toru lotu. Samoloty o sterowaniu czynnym mają mniejszą powierzchnię sterów, a to powoduje zmniejszenie masy i oporu samolotu. Powstająca w ten sposób niestateczność jest dynamicznie kompensowana przez układ. Najważniejsze zalety sterowania czynnego to poprawa zwrotności (uzyskana dzięki skróceniu czasu przekazywania polecenia na stery oraz możliwemu wykorzystaniu klap przednich i tylnych jako powierzchni sterowych), zmniejszenie obciążeń konstrukcji i większy komfort pracy pilota, szczególnie w locie na małej wysokości (dzięki samoczynnemu reagowaniu układu sterowania na podmuchy powietrza i zmiany wyrównoważenia samolotu, tłumieniu flatteru itp.).

Samolot przestaje ograniczać pilota w jego działaniach, potrafi zrobić wszystko, czego zażąda od niego pilot — a nawet więcej. Teraz właśnie pilot ogranicza możliwości układu człowiek — maszyna. Na przykład samoloty myśliwskie ostatniej generacji są tak skonstruowane, że wytrzymują znaczne przeciążenia. To, jakie będzie przeciążenie w walce powietrznej zależy teraz od tego, ile wytrzyma pilot. Podjęto oczywiście techniczne kroki dla ułatwienia pracy pilota. Widoczna jest dbałość o jego wygodę, sprawami dostosowania kabiny do jego możliwości zajmują się grupy naukowców, konstruktorów i lekarzy, specjalny ubiór i mocno pochylony fotel pozwalają pilotowi wytrzymywać duże przeciążenia.

Ale najważniejsze zmiany zaszły nie w konstrukcji płatowca samolotu, a w jego uzbrojeniu i wyposażeniu. To także wielkie wyzwanie dla pilota, tym razem przede wszystkim intelektualne. I choć coraz więcej zadań przejmuje na siebie elektronika, kierowanie licznymi i skomplikowanymi systemami nie jest zadaniem łatwym. Nowoczesne stacje radiolokacyjne dysponują dużym zasięgiem, są odporne na zakłócenia, mogą śledzić cele powietrzne lecące na tle ziemi. Kierowane pociski rakietowe klasy „powietrze-powietrze" przewyższają samoloty własnościami manewrowymi i mogą atakować przeciwnika z wszystkich kierunków. Całością steruje komputer pokładowy. Wszystko to, wraz z nowymi systemami walki radioelektronicznej i urządzeniami nawigacyjnymi, daje współczesnemu samolotowi myśliwskiemu zdecydowaną przewagę nad samolotami poprzedniej generacji.

Wraz z samolotem myśliwskim zmieniał się sposób jego konstruowania. W początkowym okresie istnienia OKB Mikojana i Guriewicza korzystano z metod wypracowanych w latach trzydziestych przez Polikarpowa. Właśnie on wprowadził w swoim zespole metody pracy stosowane wcześniej przez konstruktorów ciężkich samolotów: rozumiejąc, że pojedynczy konstruktor nie jest już w stanie objąć całości samolotu, dzielił zadanie na części powierzając je oddzielnym grupom zajmującym się kadłubem, skrzydłem, kabiną, uzbrojeniem itd. Kolejnym krokiem było wprowadzenie przez Mikojana metody szablonowej przy budowie prototypu MiG-1, co pozwoliło przyśpieszyć później uruchomienie produkcji seryjnej samolotu. Te metody wystarczały do lat pięćdziesiątych, lecz stopień złożoności samolotu myśliwskiego rósł bardzo szybko. Nie wystarczało już gwałtowne powiększenie zespołów konstruktorskich z grup kilkudziesięcioosobowych

do kilkutysięcznych. W procesie konstruowania nowego samolotu (był nim MiG-21) istotne stały się próby naziemne poszczególnych agregatów i układów przed ich zastosowaniem w samolocie. Biuro konstruktorskie „obrosło" licznymi laboratoriami, stanowiskami doświadczalnymi, na których można było wiele sprawdzić jeszcze przed pierwszym lotem samolotu. Zaoszczędzało to czas, a mimo to okres projektowania samolotu wydłużył się niezmiernie. Porównajmy kilka dat: od rozpoczęcia projektowania do rozpoczęcia produkcji seryjnej MiG-1 minął rok, dla MiG-15 ten okres wynosił niecałe 2 lata, dla MiG-19 — 4 lata, MiG-21 — 6 lat, MiG-23 — ok. 7 lat. Można przypuszczać, że w najnowszych samolotach ten przyrost został zahamowany, głównie za sprawą powszechnego wykorzystania elektronicznej techniki obliczeniowej, zautomatyzowania niektórych etapów projektowania oraz włączenia do prac nad samolotem licznych zespołów zajmujących się pokrewnymi zagadnieniami (napędem, uzbrojeniem, elektroniką).

Zmieniał się także zakres zadań stojących przed Generalnym Konstruktorem. Musiał on doskonale orientować się, jakie są możliwości nowych gałęzi techniki, czego można od nich oczekiwać; musiał ciągle się uczyć. A wiadomo przecież, że skonstruowanie samolotu jest zagadnieniem znacznie bardziej złożonym, niż tylko suma poszczególnych zadań cząstkowych: opracowania płatowca, układu sterowania, uzbrojenia, wyposażenia nawigacyjnego itp. Praca nad współczesnymi lotniczymi systemami bojowymi skupiła liczne organizacje konstruktorskie i naukowe. Rozwinęły się nowe kierunki w budowie maszyn, radioelektronice, chemii, metalurgii, łączności i cybernetyce. Wśród realizowanych tematów było opracowanie konstrukcji do długotrwałych lotów z $M = 3$, aerodynamiki lekkiego samolotu wielozadaniowego o zmiennej geometrii skrzydła, precyzyjne systemy celownicze i nawigacyjne z wykorzystaniem pokładowej EMC, wielofunkcyjne układy automatycznego sterowania. Konstruktor musiał być człowiekiem wysokiej kultury, umiejącym głęboko wnikać w problemy naukowe i techniczne, dążącym do celu śmiało i zdecydowanie. Artiom Mikojan umiał sprostać tym zadaniom. Jego wielką zaletą okazała się także umiejętność pracy z ludźmi.

Wreszcie kilka słów o korzeniach zespołu Mikojana i Guriewicza. W ostatnich latach mikojanowcy często nawiązują do tego tematu podkreślając wielki wpływ, jaki wywarły na kształtowanie się OKB Mikojana i Guriewicza tradycje powstałe jeszcze w zespole Polikarpowa. Mówił o tym kierujący biurem im. Mikojana Rostisław Bielakow w swoim wykładzie z okazji 80 rocznicy urodzin Polikarpowa. Do „stylu Mikojana" należy taki, cechujący wcześniej Polikarpowa, element jak prostota konstrukcji i jej dostosowanie do produkcji seryjnej (np. już samolot MiG-1 był projektowany z uwzględnieniem możliwości produkcyjnych zakładu, tak by wszystkie wydziały fabryki były równomiernie obciążone, by uniknąć tzw. wąskich gardeł i maksymalnie zwiększyć liczbę zbudowanych egzemplarzy). Liczne kontakty z zakładami przemysłu lotniczego, nawiązane przez Polikarpowa, kontynuował także Mikojan. Kolejne cechy samolotów MiG to łatwość pilotowania, prostota obsługi i niezawodność. Pod tym względem wyróżniają się MiG-15 oraz MiG-21, nazywane z racji tych zalet samolotami-żołnierzami. Bielakow w swoim odczycie wymienił też: optymalną organizację OKB, uwzględnienie w konstrukcji samolotu możliwości dokonywania jego dalszych modyfikacji, szerokie wykorzystanie najnowszych osiągnięć nauki i techniki.

Typowa dla Mikojana była ciągła współpraca z pilotami, uważne analizowanie ich relacji oraz oddawany im szacunek. Z jego inicjatywy powstał na terenie OKB pomnik z wyrytymi nań nazwiskami pilotów doświadczalnych mających największy wkład w powstanie samolotów MiG.

Dodatek A. Silniki

Wszystkie najważniejsze osiągnięcia lotnictwa były w jakimś stopniu związane z poprawą parametrów silników. W początkowym okresie wystarczało, by silnik miał odpowiednią moc, niewielką masę i w miarę sprawne śmigło, z czasem jednak wymagania stawiane napędowi komplikowały się. Coraz istotniejsza stawała się niezawodność silnika i małe zużycie paliwa.

Mikojan kilkakrotnie podjął niekonwencjonalne decyzje dotyczące napędu samolotów. Już na jego pierwszym MiG-1 zastosowano najcięższy ówcześnie w ZSRR i mający największą moc silnik AM-35A, w założeniu nie przeznaczony do samolotu myśliwskiego (montowano go w ciężkich bombowcach TB-7). Wybór okazał się jednak słuszny: AM-35A miał dobre charakterystyki wysokościowe. Zbudowany w kształcie litery V silnik AM-35 wywodził się z AM-34, a w odróżnieniu od niego otrzymał układ doładowywania oraz śmigło o zmiennym skoku. Doładowanie zwiększa moc silnika przez wprowadzenie do cylindrów dodatkowej ilości paliwa za pomocą sprężarki. Zwiększono także liczbę obrotów. Po usunięciu niedostatków powstał seryjny AM-35A o mocy startowej 1007 kW i mocy 895 kW na wysokości 7250 m.

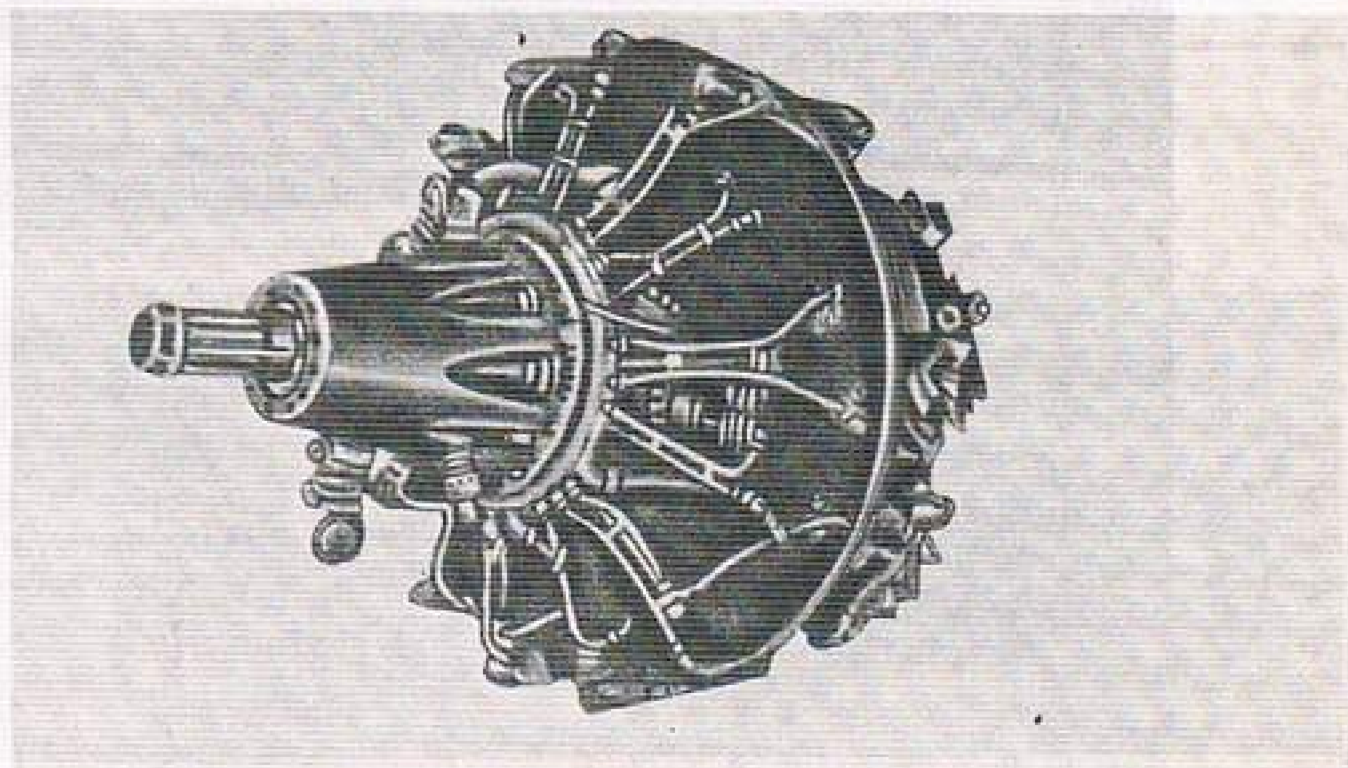
Inne silniki w doświadczalnych samolotach MiG okresu wojny to rzędowe, chłodzone cieczą AM-37, AM-39 oraz AM-42 (AM od inicjałów konstruktora, Aleksandra Mikulina), wywodzące się z AM-35A, oraz gwiazdowy, chłodzony powietrzem ASz-82 (konstruktor Arkadij Szwiecow). W silniku AM-37 zastosowano chłodzenie powietrza po jego przejściu przez sprężarkę. Pozwoliło to uzyskać moc większą o 37 kW, lecz silnik nie był udany i nie produkowano go seryjnie. Podobny był los kolejnego silnika, AM-39, budowanego specjalnie do samolotów wysokościowych (na przykład wariant AM-39B-1 o mocy startowej 1417 kW na wysokości 13 200 m miał jeszcze 1067 kW). W tym celu AM-39 wyposażano w dwie różnego typu turbosprężarki. Pierwsza z nich wstępnie sprężała powietrze w cylindrach i podawała je do sprężarki drugiego stopnia, by ciśnienie jeszcze bardziej wzrosło. Obie sprężarki napędzane były turbiną zasilaną spalinami wydalanymi z silnika. Ponieważ w czasie sprężania powietrza jego temperatura rośnie — a to powoduje zmniejszenie masy mieszanki wprowadzanej do cylindra oraz detonacje — stosowane były chłodnice powietrza.

Silniki AM-42 oraz ASz-82, na MiG-ach stosowane jedynie sporadycznie (pierwszy na I-225, drugi na I-211 oraz DIS), były konstrukcjami bardzo rozpowszechnionymi w ZSRR. AM-42 stanowił napęd szturmowych Ił-10, a ASz-82 — bombowych Tu-2 i całej serii myśliwskich Ła. Silnik ASz-82 (początkowe oznaczenie M-82) zbudowano na podstawie doświadczeń wojny

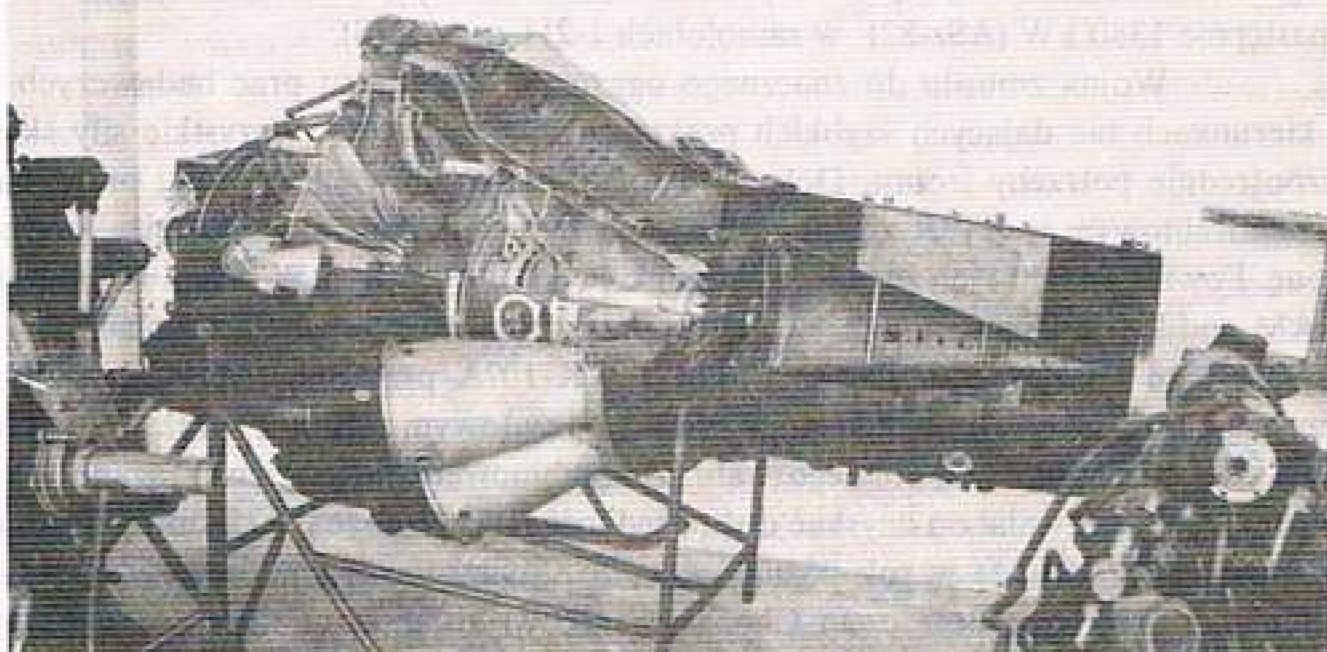
w Hiszpanii. Miał on oryginalną konstrukcję podwójnej 14-cylindrowej gwiazdy o zmniejszonym skoku tłoka. Był to najlepszy radziecki tłokowy silnik chłodzony powietrzem, jeden z najlepszych w świecie. Moc startowa wynosiła początkowo 1268 kW (M-82A w samolocie MiG-9M-82), a następnie 1380 kW (ASz-82F w samolotach I-211 oraz DIS).

Wojna zmusiła do znacznego ograniczenia zakresu prac badawczych, szczególnie w kierunkach nie dających szybkich praktycznych rezultatów. Wszystkie siły skierowano na bezpośrednie potrzeby frontu. Dotyczyło to także napędów samolotów: prace nad silnikiem turboodrzutowym w ZSRR zostały przerwane, nad silnikami rakietowymi — znacznie ograniczone. Powrócono do tych zagadnień dopiero pod koniec wojny. W latach 1943–1945 w zespole CIAM pod kierunkiem Chołszczewnikowa przygotowano silnik mający połączyć zalety napędu odrzutowego i tłokowego. Był to tłokowy WK-107A przystosowany do współpracy z tzw. przyśpieszaczem Chołszczewnikowa, silnikiem odrzutowym z osiową sprężarką napędzaną przez silnik tłokowy za pomocą długiego wału. Z kombinowanym silnikiem wiązano w 1945 r. duże nadzieje, gdyż pozwalał on uzyskać dużą prędkość (I-250 osiągnął 825 km/h), a jednocześnie był ekonomiczny. Jednakże w rok później wraz ze skonstruowaniem silników turboodrzutowych zainteresowanie przyśpieszaczem Chołszczewnikowa osłabło: nie mógł on zapewnić dalszego wzrostu prędkości.

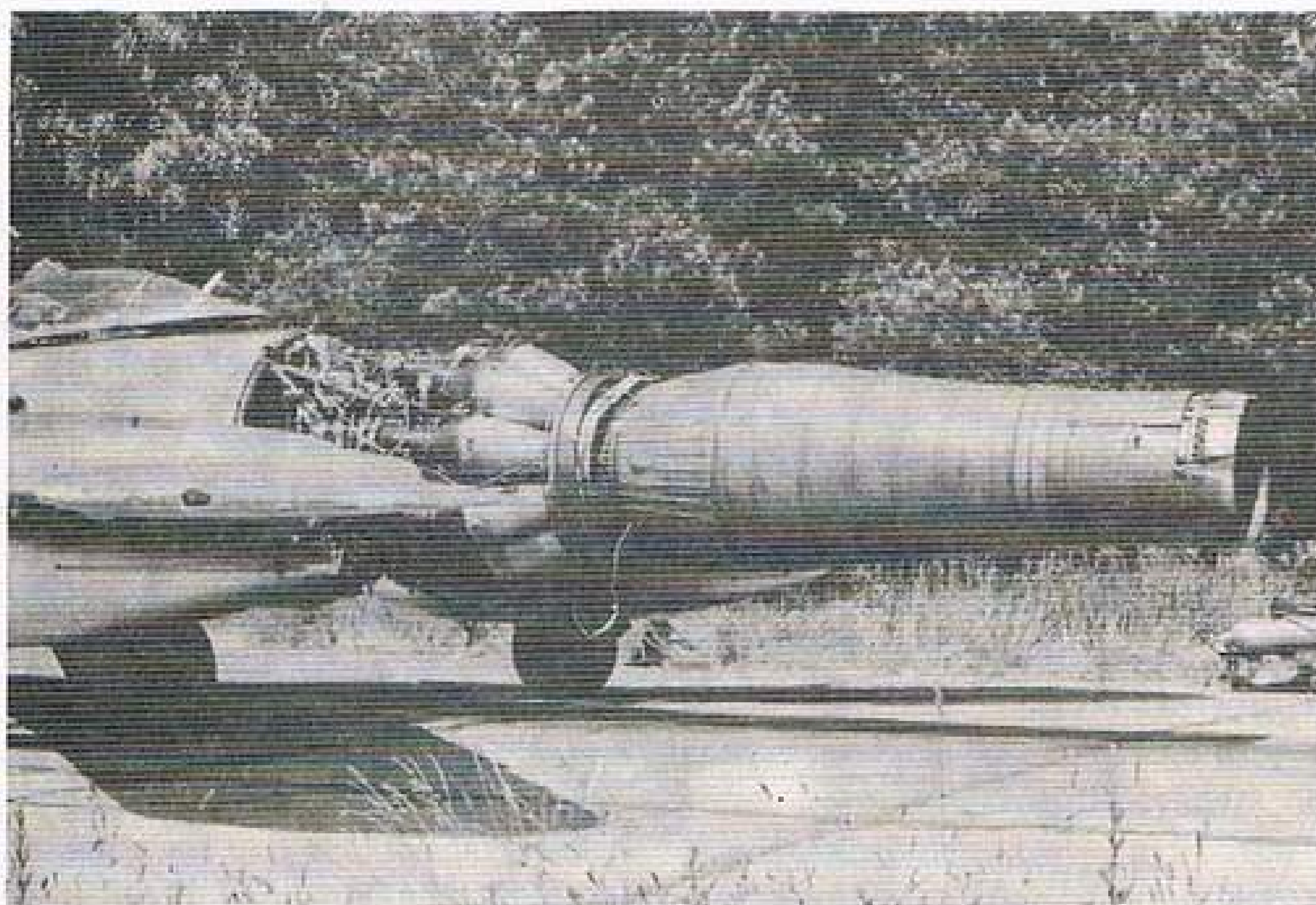
Radzieckie silniki turboodrzutowe nie nadawały się jeszcze w latach 1945–1946 do zastosowania na seryjnych samolotach. Pierwsze z nich (AM-2 Mikulina o ciągu 29,4 kN i TR-1 Lulki o ciągu 12,7 kN) dopiero przechodziły próby naziemne. W tej sytuacji w ZSRR postanowiono zdobyć niezbędne doświadczenie na zdobycznych silnikach niemieckich, w drugim etapie wykorzystać nowocześniejszą technikę licencyjną (silniki angielskie). Całkowicie własne silniki turboodrzutowe weszły do szerokiego użycia od początku lat pięćdziesiątych.



Silnik M-82



Przekrój silnika WK-1A



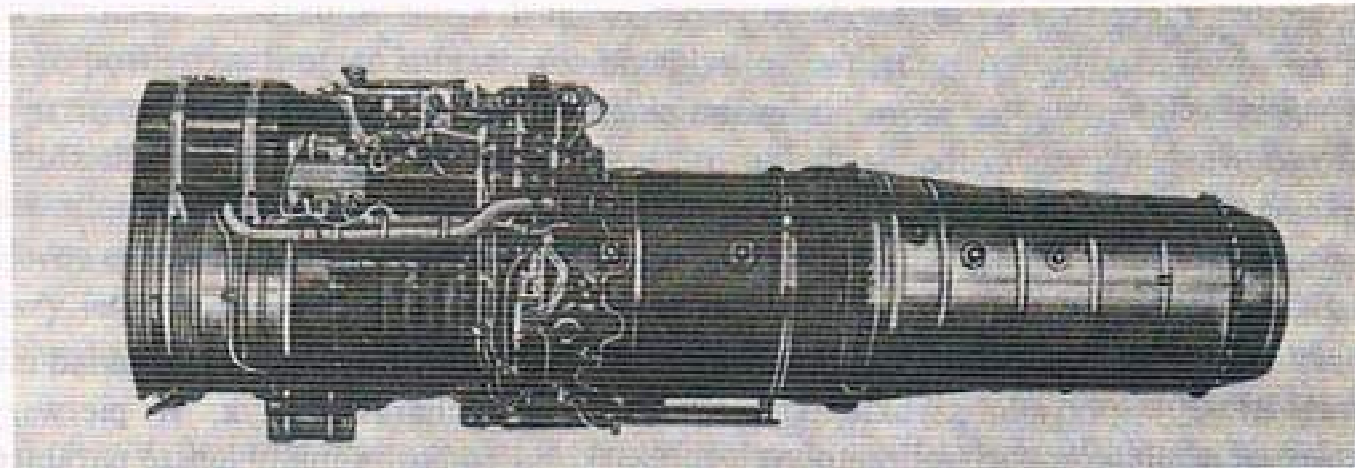
Silnik Lis-5 (WK-1F; fot. P. Butowski)

Zdobyczne silniki niemieckie BMW 003 (ciąg 7,8 kN) i Jumo 004 (ciąg 8,8 kN) znalazły się w Związku Radzieckim jeszcze przed końcem wojny. Badający je konstruktorzy stwierdzili, że mają one stosunkowo prymitywną konstrukcję, a przy tym bardzo złożony system automatycznego regulowania, wysoki poziom opracowania technologicznego oraz kilka interesujących rozwiązań osprzętu. Mimo nie najlepszych parametrów tych silników, postanowiono rozpocząć w ZSRR produkcję seryjną Jumo 004 (jako RD-10) i BMW 003 (jako RD-20), ponieważ niczym innym wówczas nie dysponowano. Dwa RD-20 napędzały MiG-9.

RD-10 oraz RD-20 stosowano w niewielkiej liczbie i przez krótki czas. W latach 1946–1947 Związek Radziecki zakupił w Wielkiej Brytanii kilkadziesiąt znacznie nowocześniejszych, ekonomiczniejszych i o większym ciągu silników Rolls Royce Nene i Derwent. Uruchomiono ich produkcję seryjną pod nazwami RD-45 (Nene) i RD-500 (Derwent). Na samolotach MiG-15 oraz MiG-17 stosowane były silniki RD-45 oraz ich radzieckie modyfikacje opracowane w zespole Walerija Klimowa (WK-1, WK-1A, WK-1F). Silniki Klimowa stanowiły znaczny postęp w stosunku do Nene, np. wydatek sprężarki WK-1 był o ok. 20% większy, ciąg zwiększył się z 22,3 kN do 26,5 kN, a w WK-1F (z dopalaczem) nawet do 33,1 kN.

Dopalanie jest metodą krótkotrwałego zwiększenia ciągu silnika odrzutowego. Polega ono na doprowadzeniu za turbinę silnika dodatkowej ilości paliwa i spaleniu jej. Jest to możliwe dzięki dużej zawartości tlenu w gazach wylotowych. Pierwszym seryjnym radzieckim silnikiem wyposażonym w dopalacz był WK-1F na samolocie MiG-17F. Wobec konieczności zastosowania wraz z dopalaczem dodatkowych urządzeń (stateczników płomienia), ciąg silnika z wyłączonym dopalaczem jest mniejszy, niż ciąg silnika w ogóle nie mającego dopalacza. Na przykład ciąg WK-1A wynosi 26,5 kN, a WK-1F przy nie pracującym dopalaczu — 25,5 kN. W silniku R-11 i dalszych dodatkowy ciąg uzyskany z dopalacza można regulować.

Silniki turboodrzutowe ze sprężarką odśrodkową wykazały się dużą niezawodnością w masowej eksploatacji. Jednakże wraz ze wzrostem prędkości lotu samolotu i zwiększeniem



Silnik R-11F-300

wymagań ekonomicznych sprężarka odśrodkowa w silnikach RD-45 oraz WK-1 przestała odpowiadać nowym potrzebom. Zwiększenie prędkości wymagało zwiększenia ciągu, a co za tym idzie — wydatku powietrza. Przy układzie ze sprężarką odśrodkową pociągało to za sobą znaczne zwiększenie średnicy silnika. Inną przeszkodą na drodze rozwoju silników o takim układzie było ograniczenie sprężu całkowitego do 4,2–4,4. Przejście do większych wartości mogło dać jedynie zastosowanie dwustopniowej sprężarki odśrodkowej, a to znacznie komplikowało konstrukcję, zwiększało długość i masę silnika. Dlatego konstruktorzy zwrócili uwagę na silniki ze sprężarką osiową.

DANE NIEKTÓRYCH SILNIKÓW ODRZUTOWYCH SAMOLOTÓW MiG

Silnik	RD-45F	WK-1A	WK-1F	RD-9B	R-11F2SK-300
Masa [kg]	808	870	989,2	695	1117
Średnica maksymalna [m]	1,273	1,273	1,273	0,665	0,906
Długość [m]	2,651	2,64	4,72	5,555	4,60
Liczba obrotów turbiny [min⁻¹]					
A), B), C)	12 300	11 560	11 560	11 150	11 150*) / 11 412
D)	12 000	11 200	11 200		10 480*) / 10 956
E)	11 600	10 870	10 870	10 400	9478 *) / 10 579
Ciąg [kN]					
A)	—	—	33,14	31,87	60,55
B)	—	—	—	—	48,05
C)	22,26	26,48	25,50	25,50	38,24
D)	20,00	23,53	23,04	21,08	30,40
E)	17,79	21,18	20,40	16,87	24,52
Jednostkowe zużycie paliwa [kg/(N · h)]					
A)	—	—	0,204	0,163	0,242
B)	—	—	—	—	0,175
C)	0,108	0,109	0,117	0,096	0,098
D)	0,108	0,104	0,114	0,090	0,092
E)	0,107	0,102	0,111	0,088	0,088

Uwagi:

A) Zakres maksymalny z pełnym dopalaniem.

B) Zakres maksymalny z minimalnym dopalaniem.

C) Zakres maksymalny bez dopalania.

D) Zakres nominalny.

E) Zakres eksploatacyjny.

*) W liczniku dla wirnika niskich ciśnień, w mianowniku — dla wirnika wysokich ciśnień.

Przejściu do sprężarek osiowych (a raczej powrotowi, gdyż taki układ miały RD-10 oraz RD-20) sprzyjało szybkie poprawienie się ich charakterystyk. W pierwszych latach stosowania silników turboodrzutowych sprężarki odśrodkowe miały lepsze parametry i niezawodność. Także ich instalacje paliwowe i systemy regulacji były prostsze. Metodyka projektowania sprężarki osiowej oparta na teorii siły nośnej pojedynczego profilu była niedoskonała, nie uwzględniała faktu, że turbina ma nie jeden, a kilkadziesiąt profili (łopatek). Dopiero na początku

lat pięćdziesiątych, na podstawie licznych prac teoretycznych i doświadczalnych, stworzono nową teorię dynamiki stopnia osiowego i sprężarki wielostopniowej. Zaletą sprężarki osiowej jest duży wydatek powietrza, duża sprawność i uzyskiwanie dużego sprężu przy zachowaniu niewielkiej średnicy silnika. Rozpowszechniło się stosowanie wielostopniowych sprężarek osiowych, np. w silniku R-20 (samolot MiG-9) stopni było 7, w R-27 oraz R-29 (MiG-23) — 11, a w R-15 (MiG-25) — 5. Zmieniając liczbę stopni sprężarki osiowej można uzyskać potrzebny stopień sprężenia bez znaczniejszego zwiększenia masy i złożoności konstrukcji.

Zespół Aleksandra Mikulina chcąc zbudować silnik o minimalnym stosunku masy do siły ciągu skonstruował i wprowadził do produkcji seryjnej w 1953 r. silnik AM-5 o ciągu 19,6 kN, ze sprężarką osiową. Był to wówczas najlżejszy silnik w ZSRR, stosunek jego masy do ciągu wynosił 0,215–0,220. AM-5 i jego modyfikacja AM-5A z dopalaczem były stosowane na prototypach samolotu MiG-19: SM-1 oraz SM-2. W latach 1953–1954 rozwijając AM-5 zbudowano silnik AM-9, wprowadzony do produkcji seryjnej pod nazwą RD-9B. Dwa takie silniki ułożone obok siebie w kadłubie samolotu stanowiły napęd pierwszego naddźwiękowego MiG-19. Dalszy wzrost siły ciągu w stosunku do powierzchni przekroju silnika dało zwiększenie temperatury powietrza przed turbiną. Jednocześnie zwiększenie sprężu (z 3,3 silnika RD-20 do 7 silnika RD-9 i 8,9 silnika R-11) umożliwiło zmniejszenie jednostkowego zużycia paliwa o 10–25%.

Ulepszenie parametrów silników turboodrzutowych odbywało się dzięki unowocześnieniu poszczególnych elementów: komory spalania, turbiny, dopalacza, a przede wszystkim sprężarki. Jej jednostkowa sprawność przez pierwsze 10 lat lotnictwa odrzutowego wzrosła niemal dwukrotnie, głównie dzięki zwiększeniu prędkości powietrza przed pierwszym stopniem, względnemu zmniejszeniu średnicy osi oraz ulepszeniu dynamiki stopni sprężarki. Polepszenie skuteczności komory spalania osiągnięto dzięki zwiększeniu prędkości w komorze i temperatury powietrza na wyjściu z niej (umożliwiał to postęp technologii i opracowanie żarowytrzymałych materiałów na łopatki turbiny).

Dalsze zwiększenie ciągu, polepszenie charakterystyk użytkowych, zwiększenie obszaru statecznej pracy sprężarki w różnych zakresach pracy silnika osiągnięto budując silniki dwuwałowe. Mają one dwa wirniki sprężarki umieszczone jeden za drugim i napędzane przez dwie oddzielne turbiny o różnej prędkości obrotu. Pierwszym silnikiem dwuwałowym w ZSRR był R-11 na samolocie MiG-21, podobną konstrukcję mają silniki R-13 oraz R-25 z kolejnych wersji MiG-21 oraz R-27 i R-29 z MiG-23.

W najnowszych samolotach MiG są stosowane dwuprzepływowe silniki turboodrzutowe. W odróżnieniu od silnika jednoprzepływowego, powietrze w silniku dwuprzepływowym dzieli się na dwa strumienie. Jeden przechodzi przez przepływ wewnętrzny o konstrukcji zbliżonej do typowego silnika turboodrzutowego, a drugi — przez przepływ zewnętrzny będący generatorem sprężonego powietrza. Stopień sprężenia w przepływie zewnętrznym jest znacznie mniejszy niż w wewnętrznym i nie przekracza 2–3. Spalanie mieszanki może odbywać się w każdym przepływie oddzielnie, bądź też po ich zmieszaniu. Stosunkowo nieduża prędkość strumienia wylotowego w silniku dwuprzepływowym powoduje, że jest on bardziej ekonomiczny od silnika jednoprzepływowego w zakresie prędkości poddźwiękowych i okołodźwiękowych. Z tego samego powodu niższy jest też poziom hałasu. Przykładem radzieckiego dwuprzepływowego silnika turboodrzutowego z dopalaniem jest RD-33 (rieaktiwnyj dwuchkonturnyj) używany w samolocie MiG-29.

Wpływ dyfuzorów wlotowych i dysz wylotowych na efektywność układu napędowego samolotów odrzutowych rośnie wraz ze zwiększaniem prędkości. Do samolotu MiG-21 i następnych opracowano regulowane wloty powietrza i dysze dostosowujące się do zmiennych warunków lotu.

Paliwem samolotów z silnikami tłokowymi była benzyna, w silnikach turboodrzutowych spalana jest nafta. Pierwsza standardowa radziecka nafta lotnicza T-1 powstała w latach 1947–1948 i używana jest do dziś, także na samolotach MiG. Do jej produkcji stosowana jest głównie ropa z zagłębia Baku. Zamienną z T-1 jest nafta TS-1 otrzymywana z ropy zasiarczonej. W samolotach osiągających bardzo duże prędkości paliwo musi być odporne na działanie wysokich temperatur, dlatego w silnikach samolotu MiG-25 stosowane jest paliwo T-6 powstałe w połowie lat pięćdziesiątych.

Jednym ze sposobów okresowego zwiększenia ciągu jest wtryskiwanie wody do komory spalania. Powoduje to pewien wzrost wydatku powietrza i ciągu silnika. Aby ułatwić absorbowanie ciepła, do wody dodaje się niekiedy alkohol. Instalację wtrysku wody z metanolem do komory spalania mają silniki samolotu MiG-25.

Dodatek B. Uzbrojenie

W pierwszym okresie rozwoju uzbrojenie samolotów stanowiła przerobiona broń piechoty. Pierwszym w świecie karabinem maszynowym budowanym w 1932 roku specjalnie na potrzeby lotnictwa był radziecki SzKAS (Szpitalny, Komarnicki, awiacjonnyj, skorostrielnyj), o najwyższej w świecie szybkostrzelności: 1800 strzałów na minutę. Zasadą działania SzKAS było wykorzystanie energii gazów prochowych odprowadzanych z lufy. Dużą szybkostrzelność osiągnięto dzięki dużym prędkościom przesuwu części ruchomych i oryginalnemu układowi podawania amunicji. Również naboje do SzKAS były pierwszymi opracowanymi specjalnie do celów lotnictwa; otrzymały pociski smugowe o działaniu zapalającym lub przeciwpancerno-zapalającym (np. do niszczenia opancerzonych zbiorników paliwa). SzKAS był używany na samolotach myśliwskich w wariancie synchronizowanym lub skrzydłowym.

Przed wybuchem II wojny światowej znacznie zwiększyła się prędkość samolotów oraz ich odporność na uszkodzenia. Dotychczas użytkowane karabiny maszynowe kalibru 7,62 mm okazały się mało skuteczne, do uzbrojenia wprowadzono więc wielkokalibrowe km i automatyczne działka lotnicze. W 1939 r. Bieriezin opracował km UB (uniwiersalnyj Bieriezina), kal. 12,7 mm, który stał się jednym z podstawowych wzorów uzbrojenia lotniczego w ZSRR w okresie wojny.

Karabin maszynowy UBS (S od: sinchronnyj) i dwa km SzKAS stanowiły uzbrojenie pierwszych MiG-1 oraz MiG-3. Ponadto na niektórych MiG-3 (nazywanych MiG-3 piatitoczecznyj) pod skrzydłem można było podwieszać dwa zasobniki z km UBK (K od: kryljewoj), strzelające poza śmigłem. Umieszczenie broni w skrzydle jest konstrukcyjnie najprostsze, jednak z powodu odkształcenia skrzydeł w locie jej celność nie jest najlepsza. Dlatego podstawowym rozwiązaniem w samolotach MiG były km i działka umieszczone w kadłubie, synchronizowane z obrotami śmigła. W samolotach odrzutowych dodatkowym argumentem przemawiającym za takim rozwiązaniem stała się coraz mniejsza grubość skrzydła.

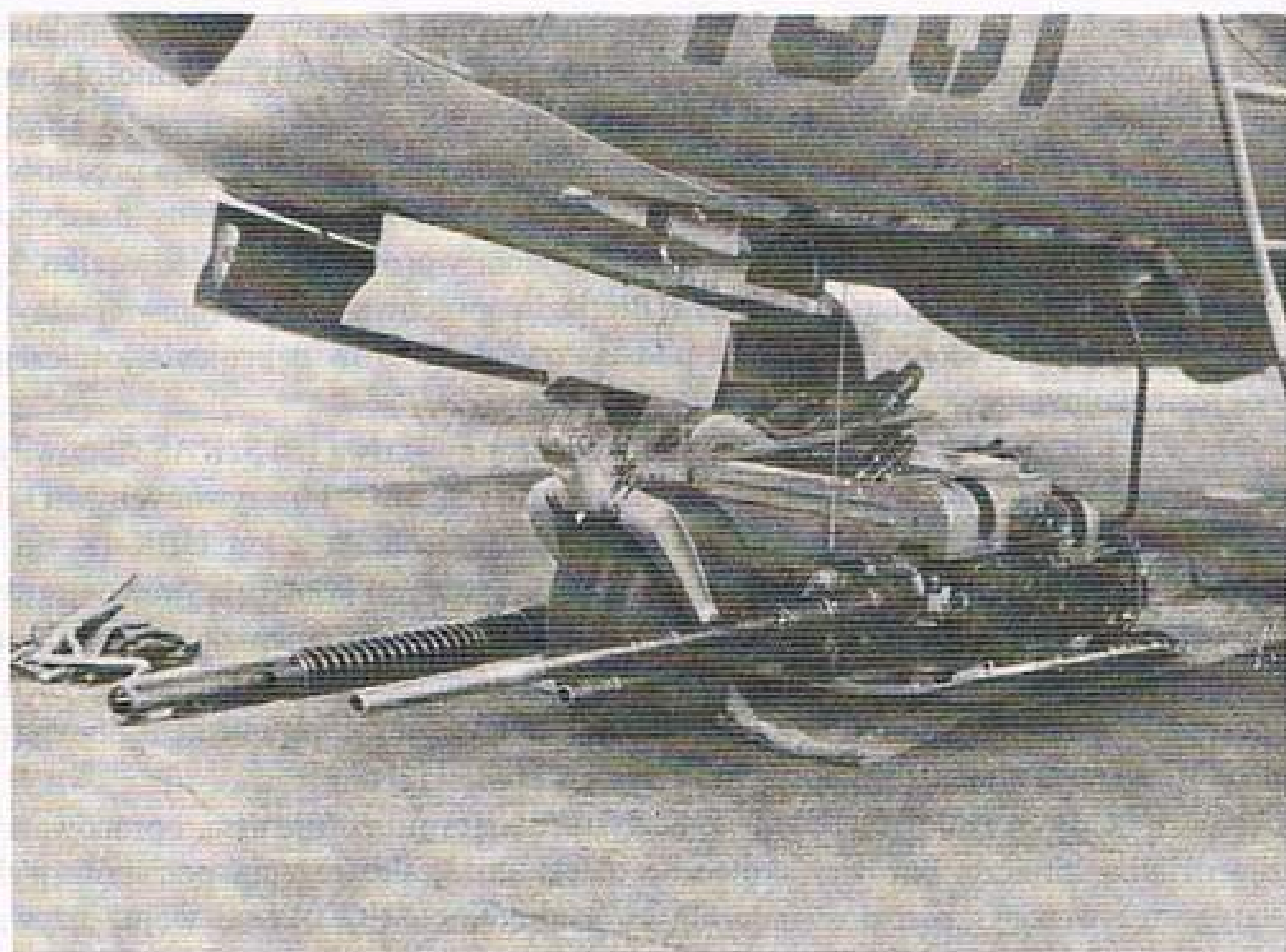
Gdy okazało się, że km są niewystarczającym uzbrojeniem, opracowano automatyczne działka lotnicze, bardziej skuteczne dzięki dużej sile rażenia pocisków wybuchowych. Dlatego też w większości doświadczalnych samolotów MiG okresu wojny używano działka SzWAK kalibru 20 mm (I-220 otrzymał 4 działka jako pierwszy samolot myśliwski w ZSRR). Działko SzWAK (Szpitalny, Władimirow, awiacjonnaja, krupnokalibiernaja) skonstruowane przez Szpitalnego i Władimirowa w 1936 r. miało zasadę działania podobną do km SzKAS, ze

zmianami w systemie podawania. Jednak układ ten dla działek (a więc pocisków o kalibrze 20 mm i więcej) nie był optymalny, powodował znaczne zwiększenie masy broni — w budowanych później działkach zastosowano inne rozwiązania.

Sporadycznie na MiG-ach używano działka WJa (samolot DIS) i B-20 (I-250). WJa (Wołkow, Jarcew) powstało w 1940 r. i miało kaliber 23 mm. Duża prędkość początkowa oraz siła rażenia pocisków powodowała, że działko WJa mogło skutecznie niszczyć nie tylko cele powietrzne, ale też naziemne. Z odległości 400 m pocisk przebijał pancerz o grubości 25 mm. B-20 z roku 1944 jest dziełem Bieriezina, a jego konstrukcja jest podobna do konstrukcji km UB. Działko B-20 zastąpiło SzWAK: przy tych samych podstawowych parametrach było niemal dwukrotnie lżejsze.

Duże sukcesy w ZSRR osiągnięto w budowie działek większych kalibrów. W 1942 r. do uzbrojenia weszło działko NS-37 (Nudelman, Suranow, kal. 37 mm). Do zwalczania celów powietrznych używano pociski odłamkowo-zapalające (do zniszczenia samolotu wystarczało praktycznie trafienie jednym pociskiem), do naziemnych celów opancerzonych — przeciwpancerno-zapalające (z odległości 200 m przebijały one pancerz o grubości 50 mm). Charakterystyki NS-37 w porównaniu z analogicznymi działkami budowanymi w innych państwach były bardzo wysokie. Działko NS-37 powszechnie używano w czasie wojny.

NS-37 wraz z działkami NS-23 było podstawowym uzbrojeniem pierwszych odrzutowych samolotów MiG. NS-23 opracowano w celu zmniejszenia masy broni i amunicji, osłabienia siły odrzutu z zachowaniem siły rażenia. W zespole Nudelmana powstał nowy nabój kal. 23 mm ze zmniejszonym ładunkiem prochowym. Na skutek zmniejszenia prędkości początkowej uzyskano



Opuszczona laweta z działkami pod samolotem Lim-5 (fot. P. Butowski)

pożądane rezultaty. Działko NS-23 w roku 1944 zastąpiło starsze WJa, jego masa była niemal dwukrotnie mniejsza. Konstrukcja NS-23 jest oparta na rozwiązaniach NS-37.

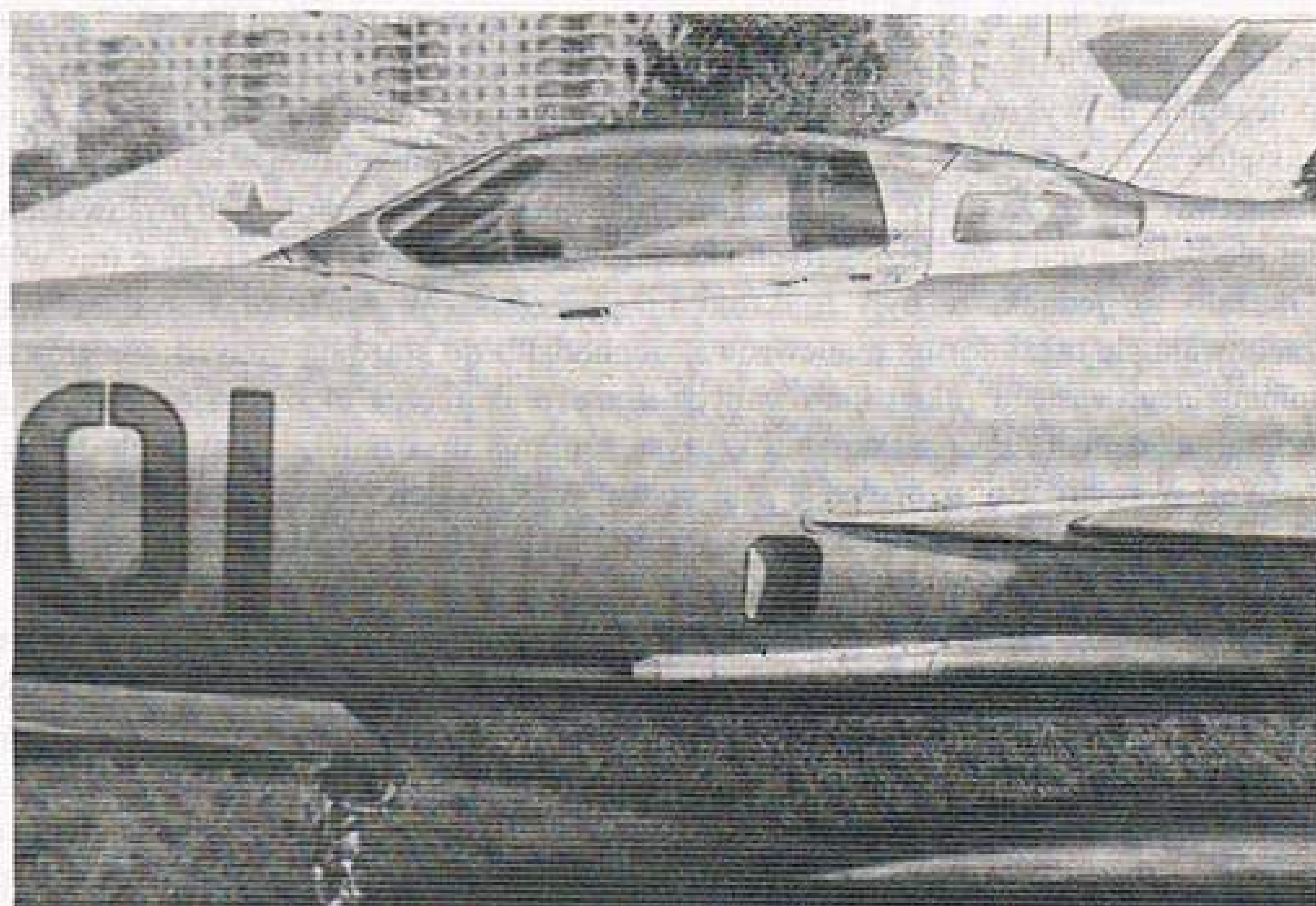
Pomyślne rezultaty użycia działek NS-37 spowodowały, że zaczęto eksperymentować z jeszcze większymi kalibrami: 45 i 57 mm. Działko N-57 zostało użyte na doświadczalnym MiG-9 (FP), jednak jego odrzut był zbyt duży dla samolotu myśliwskiego.

Na podstawie działek NS-37 oraz NS-23 opracowano dalsze konstrukcje, N-37 oraz NR-23 (R od: Richter), stanowiące standardowe uzbrojenie MiG-15 oraz MiG-17. N-37 powstało podobnie jak NS-23, tzn. przez zmniejszenie ładunku miotającego w naboju i ulepszenie cyklu automatyki działka. Szybkostrzelność N-37 (przyjęte do uzbrojenia w 1947 r.) zwiększyła się w stosunku do NS-37 niemal dwukrotnie, zmniejszyły się rozmiary i masa działka. NR-23, wprowadzone do uzbrojenia w 1948 r., powstało z NS-23 poprzez ulepszenie automatyki. Zwiększono szybkostrzelność, a dwustronny mechanizm podawania taśmy nabojowej uprościł zastosowanie działka.

Wraz z działkami w zespole Mikojana grupa konstruktorów kierowana przez N. Wołkowa opracowała (po raz pierwszy w ZSRR) kilkudziałkową opuszczaną w dół lawetę do samolotu MiG-15, a następnie MiG-17. Lawetowy sposób montowania działek pod kadłubem samolotu stosowany jest do dzisiaj, jako najbardziej wygodny w użyciu.

W 1952 r. zbudowano karabin maszynowy A-12,7 (Afanasjew, kal. 12,7 mm), specjalnie jako uzbrojenie nowego środka bojowego: śmigłowców. Niejako ubocznym zastosowaniem było użycie km A-12,7 na szkolno-treningowych MiG-15UTI oraz MiG-21U.

Na przełomie lat czterdziestych i pięćdziesiątych przeprowadzono badania statystyczne mające na celu określenie najodpowiedniejszych parametrów działek lotniczych w zależności od przeznaczenia. Ustalono, że jako uzbrojenie obronne bombowców najlepsze jest szybkostrzel-



Działko NR-30 z lewej strony kadłuba MiG-21F (fot. P. Butowski)

ne działko małego kalibru, a samolotów myśliwskich i myśliwsko-bombowych — działko kal. 30 mm. Odpowiednie wzory powstały w kilku zespołach konstruktorskich. Ostatecznie w grupie działek kalibru 30 mm wybrano NR-30 (Nudelman, Richter), wprowadzone następnie do uzbrojenia w 1955 r. Walory taktyczno-techniczne nowego działka były bardzo wysokie. W porównaniu z poprzednimi wprowadzono wiele oryginalnych rozwiązań. Działko NR-30 było uzbrojeniem wielu radzieckich samolotów bojowych, w tym kilku wersji MiG-19 oraz MiG-21. Stanowiło ono szczytowe osiągnięcie klasycznej broni automatycznej. Dalszy postęp mogło umożliwić jedynie zastosowanie całkowicie nowych konstrukcji. Na drodze dalszego zwiększania szybkostrzelności działek lotniczych stanęła sama zasada ich konstrukcji. Szybkostrzelność klasycznych działek automatycznych była ograniczona czasem pełnego cyklu funkcyjnego, tzn. wszystkich operacji zachodzących podczas oddania strzału: otwarcia komory nabojowej, wyrzucenia łuski, podania i wprowadzenia do komory nowego naboju, zaryglowania, inicjacji naboju.

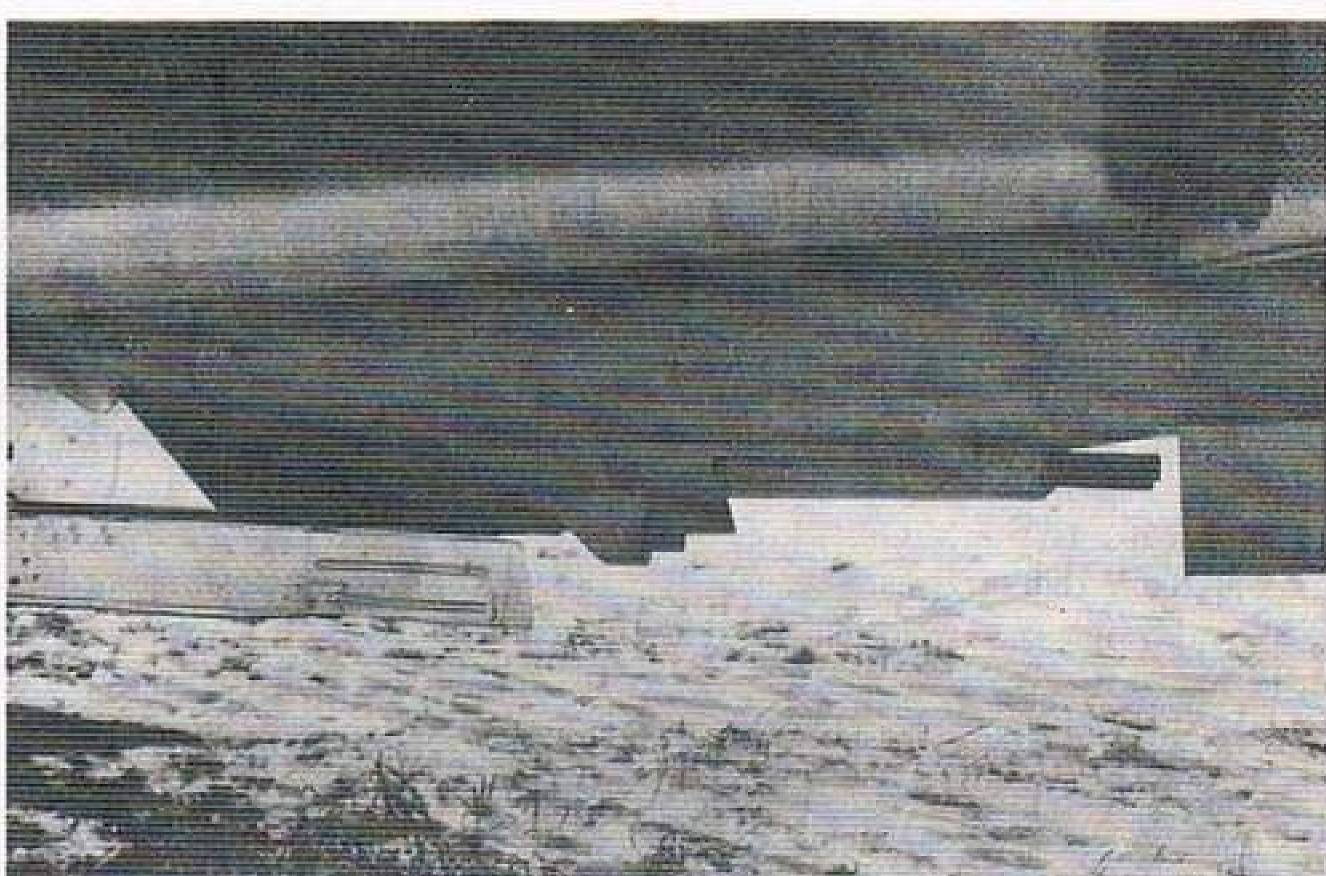
Spośród nieklasycznych typów broni lufowej pierwsze w lotnictwie użyto działka rewolwerowe, szybko jednak zaczęły z nimi konkurować konstrukcje wielolufowe. W działkach rewolwerowych wykorzystano zasadę broni bębnowej — rewolweru. Za lufą umieszczono kilkukomorowy bęben obracający się podczas strzelania. Gdy w jednej z komór następował wystrzał, w pozostałych przebiegały inne fazy cyklu strzelania: wprowadzanie naboju lub usuwanie łuski. Dzięki temu czas między dwoma wystrzałami mógł być krótszy, niż czas pełnego cyklu wystrzelenia pojedynczego naboju.

Zasadą konstrukcji działek wielolufowych jest umieszczenie kilku luf na walcowej ramie obracającej się wokół osi. Podczas obrotu następuje odpalenie naboju w kolejnej lufie, obrazowo mówiąc, tak jakby strzelało kilka działek klasycznych obracających się wokół wspólnej osi. Zaletą działek rewolwerowych są ich małe rozmiary i masa, z kolei działka wielolufowe pozwalają utrzymać dużą szybkostrzelność przy długich seriach.

W latach pięćdziesiątych przybył działkom groźny konkurent: kierowane pociski rakietowe powietrze-powietrze. Opracowano nową taktykę zwalczania celów powietrznych, polegającą na wykonaniu jednego ataku i odpaleniu z dużej odległości kierowanego pocisku rakietowego. Częste stały się twierdzenia o zmierzchu broni lufowej w lotnictwie (a także samego lotnictwa). Poszły za tym posunięcia konstrukcyjne, w wielu samolotach myśliwskich z przełomu lat pięćdziesiątych i sześćdziesiątych zlikwidowano uzbrojenie artyleryjskie (np. w MiG-21PF). Okazało się jednak, że były to kroki przedwczesne. W praktyce w walkach powietrznych zachowała się także forma manewrowa, dochodziło do starć na małych odległościach, poniżej minimalnego zasięgu rakiet kierowanych. Bardzo skuteczne okazały się też działka przeciwko celom naziemnym. Po przełamaniu kryzysu zaufania do działek nastąpił ich dalszy gwałtowny rozwój. Wróciły do uzbrojenia samolotów myśliwskich, początkowo w zasobnikach pod skrzydłem lub kadłubem (np. GSz-23 w zasobniku GP-9 pod MiG-21PF oraz MiG-21PFM), a następnie montowane na stałe.

GSz-23Ł jest dwulufową konstrukcją rewolwerową kalibru 23 mm. Używane jest na samolotach MiG-21 oraz MiG-23, w opuszczanej lawecie pod kadłubem. Uzbrojeniem najnowszych samolotów MiG są nowoczesne rewolwerowe i wielolufowe działka lotnicze.

Głównymi tendencjami w rozwoju lotniczej broni lufowej było zawsze zwiększenie masy i prędkości początkowej pocisku, wzrost szybkostrzelności oraz zmniejszenie masy broni. Niestety, dążenia te są w dużym stopniu ze sobą sprzeczne. Syntetycznym parametrem odzwierciedlającym jakość broni lufowej jest wielkość η, określona jako stosunek energii kinetycznej salwy sekundowej do ciężaru broni. Współcześnie używane działka rewolwerowe mają η w zakresie 2000–3000, wielolufowe zaś — do 5000.



Działko GSz-23Ł pod kadłubem MiG-23 (fot. P. Butowski)

O skuteczności uzbrojenia decyduje także jakość urządzeń celowniczych. Nowinką techniczną zastosowaną w lotnictwie tuż przed II wojną światową był celownik refleksyjny (kolimatorowy), w którym obraz krzyża z podziałką był rzutowany na półprzepuszczalną szybkę przed oczami pilota. Tego typu był opracowany w 1939 r. celownik PBP-1, stosowany na MiG-1 oraz MiG-3. Oprócz strzelania z karabinów maszynowych umożliwiał on celowanie podczas bombardowania z lotu nurkowego. Pod koniec wojny zastosowano pierwsze celowniki żyroskopowe, które samoczynnie wprowadzały kąt wyprzedzenia wychodząc ze względnej prędkości celu.

Na samolotach MiG w okresie powojennym używane są półautomatyczne celowniki serii ASP (awiacjonnyj striełkowyj priceł), powstałe w zespole S. Bujanowiera. Wykorzystywano

KARABINY MASZYNOWE I DZIAŁKA SAMOLOTÓW MiG

Typ	Kaliber [mm]	Szybkostrzelność [strz./min]	Masa pocisku [g]	Prędkość początkowa [m/s]	Masa broni [kg]
SzKAS	7,62	1800	9,6	825	10
UB	12,7	1000	48	860	21,5
SzWAK	20	800	96	800	42
WJa	23	600	200	900	66
B-20	20	800	96	800	25
NS-37	37	250	735	900	150
NS-23	23	550	200	690	37
N-37	37	400	735	690	103
NR-23	23	850	200	690	39
A-12,7	12,7	800-1100	40-50	785-820	28
NR-30	30	900	410	780	66
GSz-23	23	ok. 2500			

w nich zasadę żyroskopu. Uwaga konstruktorów skoncentrowała się na najważniejszych parametrach wpływających na celność strzelania: prędkości kątowej i odległości celu. Oprócz tych dwóch wielkości celowniki strzeleckie ASP automatycznie uwzględniały prędkość i wysokość lotu oraz kąty natarcia i ślizgu.

Celowniki ASP-1 oraz ASP-3 stosowane były na samolocie MiG-15. Poczynając od ASP-4 celowniki mogą współpracować z radiodalmierzami serii SRD (samolotnyj radiodalnomier). Radiodalmierze SRD-1, SRD-1M (samolot MiG-17) zapewniały automatyczne i ciągłe określenie odległości od celu i wprowadzenie jej do przelicznika automatycznego celownika strzeleckiego ASP-4N. Po pojawieniu się sygnału odbitego od celu układ poszukiwania przestawał pracować, natomiast włączał się automatyczny układ śledzenia. W radiodalmierzu SRD-5 (samoloty MiG-19 oraz MiG-21) do celownika typu ASP-5 przekazywana była, oprócz odległości, także prędkość celu otrzymana przez różniczkowanie odległości. Nowoczesne konstrukcje ASP i SRD stosowane są również na późniejszych samolotach MiG. Celowniki optyczne serii ASP mogą być stosowane do strzelania z działek, niekierowanych pocisków rakietowych oraz, w określonym zakresie, pocisków samonaprowadzających się na podczerwień.

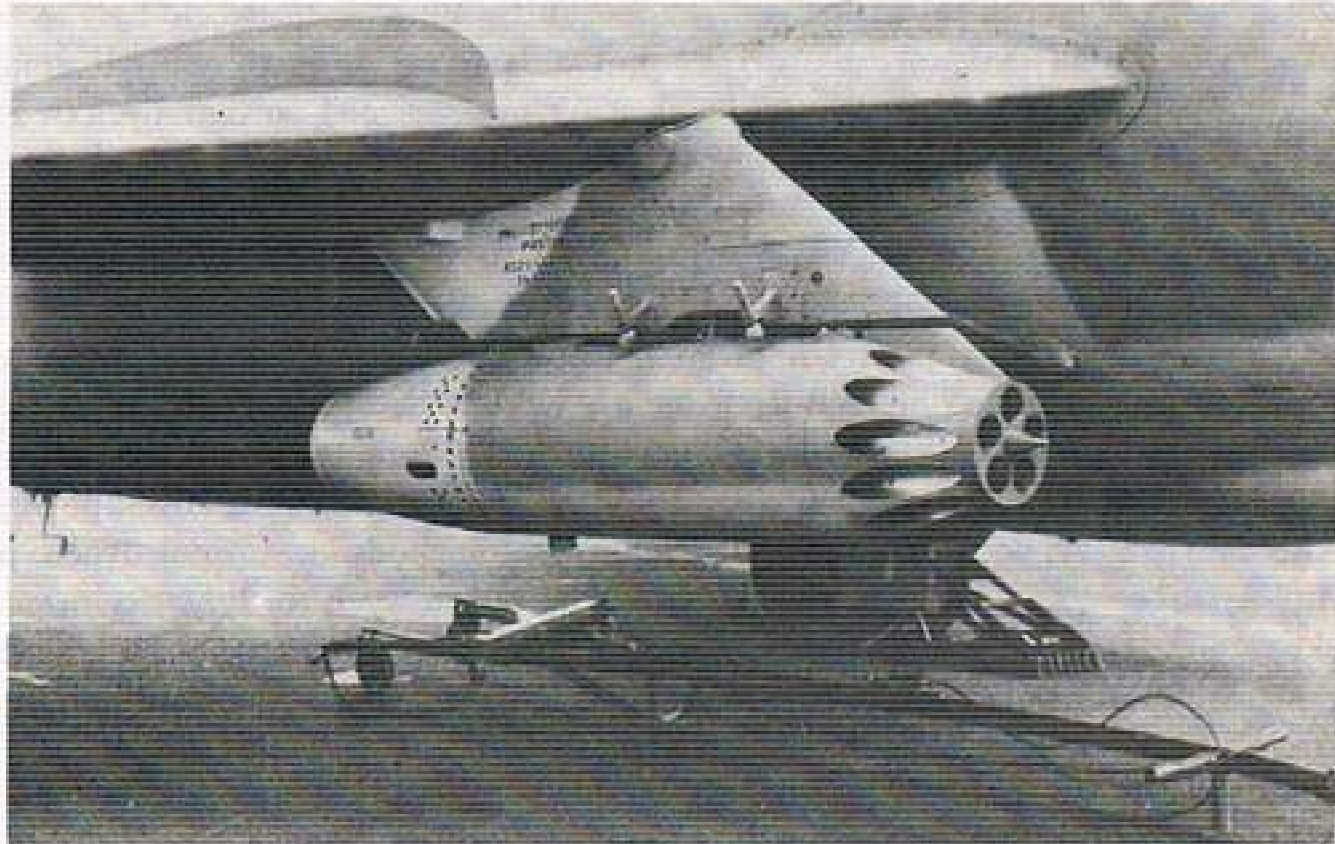
Celowniki optyczne można stosować jedynie w warunkach dobrej pogody. Zadanie wykrycia i śledzenia celu gdy brak widoczności rozwiązano w latach pięćdziesiątych, budując stacje radiolokacyjne do samolotów myśliwskich. (Pierwsze radzieckie stacje radiolokacyjne serii „Gnejs" powstały w okresie wojny, lecz pozwalały one pilotowi samolotu myśliwskiego jedynie wykryć cel, nie umożliwiały celowania.) W zespole Slepuszkina powstała jednoantenowa stacja zakresu centymetrowego „Torij" oraz jej rozwinięcie — „Korszun". Pierwszym radiolokatorem przyjętym w 1952 r. do uzbrojenia był RP-1 „Izumrud", opracowany przez Tichomirowa. RP-1 (od: radiopriceł) to radiolokator dwuantenowy, mogący pracować w zakresie poszukiwania celu oraz celowania (z wykorzystaniem przelicznika od celownika optycznego ASP-3N). Przejście do celowania następuje automatycznie, gdy obiekt znajdzie się w sektorze kątowym $\pm 7°$ przed samolotem myśliwskim. Zasięg wykrywania celu 12 km, a celowania — 2 km. Zdolność rozdzielcza kątowa $\pm 1°$, w odległości 150 m. Na przechwytujących wersjach samolotów MiG-17 oraz MiG-19 użyto RP-5, będący bezpośrednim rozwinięciem RP-1. Radiolokatory serii „Izumrud"

DALMIERZE RADIOLOKACYJNE SRD

Dalmierz	SRD-1	SRD-1M	SRD-5
Odległość minimalna [m]	300	300	300
Odległość maksymalna [m]	1200	2000	3000
Błąd pomiaru [m]	30-40	25	15
Masa urządzenia [kg]	25	29	25

NIEKIEROWANE POCISKI RAKIETOWE

Pocisk	RS-82	RS-132	TRS-190 (S-19)	ARS-212 (S-21)	ARS-57 (S-5)	ARS-240 (S-24)
Kaliber [m]	82	132	190	212	57	240
Masa [kg]	6,82	23,1	46	116	4	ponad 200
Masa części bojowej [kg]	0,36	1,9	10	46	0,5	ponad 100
Prędkość maksymalna [m/s]			720	400	500	ponad 400
Zasięg [km]	5,2	7,1				



Wyrzutnia „Mars-2" pod skrzydłem Lim-6M (fot. P. Butowski)

(RP-1, RP-2 oraz RP-5) mają konstrukcję dwuantenową; emitują falę długości 32 cm. W czasie przeszukiwania przestrzeni powietrznej pracuje antena znajdująca się nad wlotem powietrza, poruszająca się w azymucie w zakresie ±60° oraz w kącie podniesienia od +26° do −14°. Informacja o wykrytym celu jest wprowadzana na ekran umieszczony na tablicy przyrządów w kabinie pilota. Położenie znacznika celu na ekranie informuje pilota, jakie jest odchylenie kątowe oraz odległość od celu. Niewielka kreska pod lub nad znacznikiem wskazuje, czy cel znajduje się poniżej, czy powyżej samolotu przechwytującego.

Po wykryciu celu zadaniem pilota jest takie manewrowanie samolotem, aby znacznik celu wprowadzić do prostokąta ograniczonego liniami odległości 4 km i azymutu ±5°. Następuje wówczas automatyczne przechwycenie i rozpoczyna pracę antena śledząca (oś wiązki śledzącej może odchylać się o 2,5° w pionie i 5° w poziomie). Zmienia się przy tym układ wskaźników na ekranie stacji radiolokacyjnej: określa on teraz położenie celu z większą dokładnością. Obok ekranu znajdują się dwie lampki. Zielona świeci, gdy cel znajduje się w odległości od 265 m (martwa strefa radiolokatora) do 3000 m, czerwona zaś — gdy odległość wynosi mniej niż 500 m (strefa bezpieczeństwa). Dodatkową informacją wyświetlaną na ekranie jest wskaźnik sztucznego horyzontu.

W radiolokatorze RP-2U (samolot MiG-19PM) zmieniono nieco sygnalizację (np. wspomniana wyżej zielona lampka obok ekranu świeci, gdy cel znajduje się w odległości od 1500 do 3500 m, a martwa strefa wynosi 2200 m). Najważniejsze było jednak uzupełnienie stacji radiolokacyjnej układem naprowadzania rakiet kierowanych.

W celu uniknięcia niespodziewanego ataku od tyłu, w roku 1950 został przyjęty do wyposażenia samolotów nieskomplikowany odbiornik promieniowania elektromagnetycznego „Syrena", nazywany stacją ochrony ognia. Jego warianty („Syrena-2", „Syrena-3") są nadal używane na samolotach MiG.

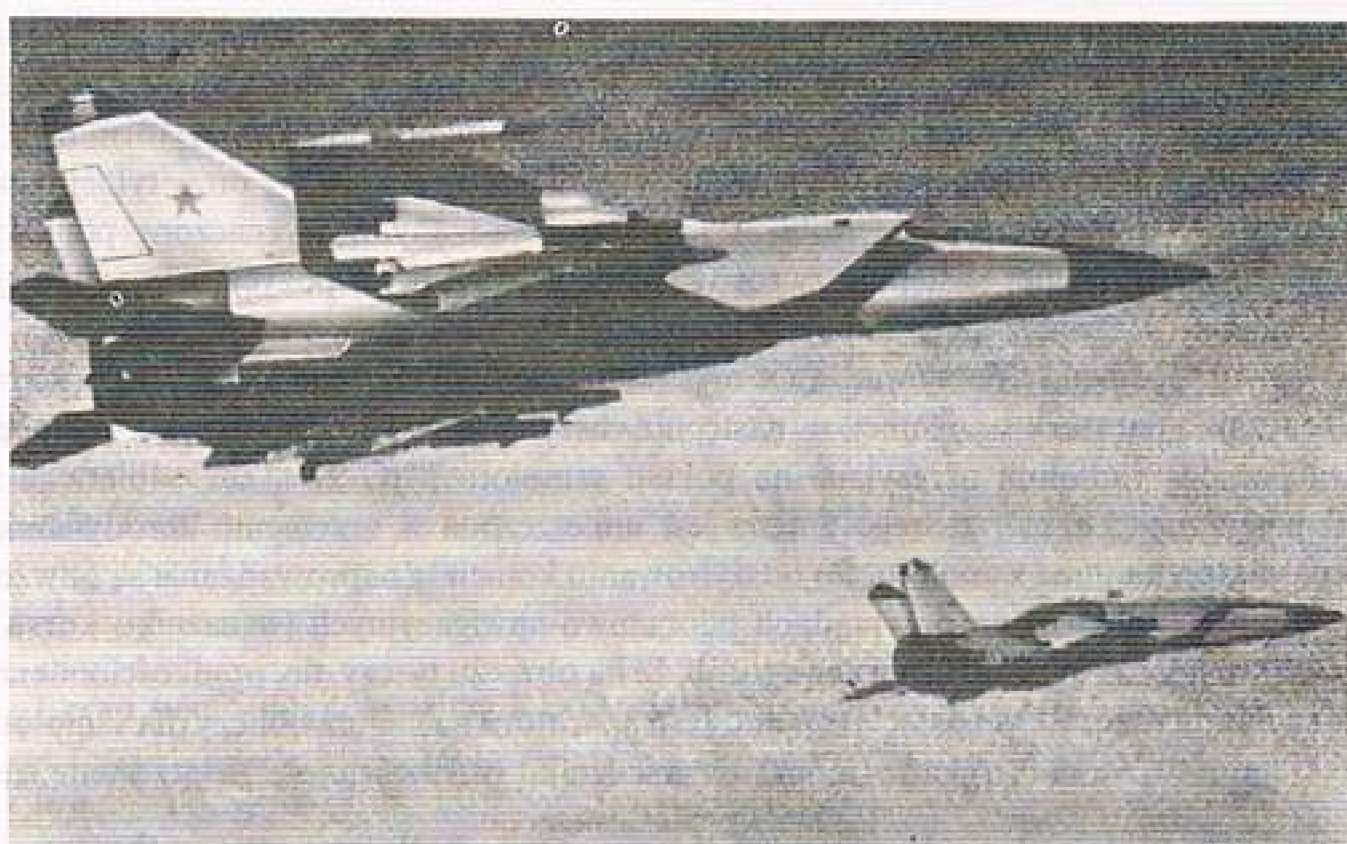
Nowym etapem w rozwoju uzbrojenia samolotów MiG było zastosowanie kierowanych pocisków rakietowych powietrze-powietrze. Pociski rakietowe w ZSRR wprowadzono do

uzbrojenia w grudniu 1937 r., kilka lat wcześniej niż w innych państwach. Były to niekierowane rakiety RS-82 oraz RS-132 (rieaktiwnyj snariad), stosowane szeroko w czasie II wojny światowej. Pociski RS-82 używane były do zwalczania celów naziemnych i powietrznych (w zależności od zapalnika: uderzeniowy lub czasowy) m.in. przez samoloty MiG-3. Po wojnie uzbrajano samoloty MiG w niekierowane pociski rakietowe S-19, S-21, S-5 oraz S-24. Cztery rakiety S-19 (TRS-190) lub dwie S-21 (ARS-212) mógł nieść MiG-15bis z celownikiem AP-2R (ta modyfikacja była użytkowana tylko w ZSRR). Pocisk S-5 występuje w kilku wariantach, a dwa podstawowe to S-5M (ARS-57M) klasy powietrze-powietrze oraz S-5K (KARS-57) klasy powietrze-ziemia. S-5 ładowane są do zasobników i odpalane salwą lub serią salw. Stopniowo zwiększała się pojemność zasobników: na MiG-19 był to ORO-57K z ośmioma pociskami, na MiG-21 zaś — UB-16-57 z szesnastoma pociskami, a na MiG-23 oraz MiG-27 — bloki UB-32 po 32 pociski. S-24 (ARS-240) to ciężki pocisk niekierowany kalibru 240 mm podwieszany pojedynczo pod MiG-21, MiG-23 i inne. Zalety niekierowanych pocisków rakietowych to duża siła rażenia, prostota, lekkość i taniość. Istotną wadą w porównaniu z działkami lotniczymi jest ich mniejsza celność spowodowana nieuniknioną nierównomiernością spalania prochu, a przez to schodzeniem środka parcia z osi pocisku.

Doświadczenia zdobyte podczas opracowania rakiet niekierowanych wykorzystano budując pierwsze pociski kierowane. Pierwszym przyjętym do uzbrojenia w ZSRR był pocisk K-5 (RS-2US) opracowany do samolotu MiG-19. Jego zasięg wynosił kilka kilometrów. Pocisk rakietowy K-5 o masie 83 kg leciał ze średnią prędkością 650 m/s. Wyposażono go w zapalnik



Rakiety RS-2US (z prawej) i R-3S pod skrzydłem MiG-21MF
(fot. I. Sobieszczuk — WAF)



Kierowane pociski rakietowe dalekiego zasięgu pod skrzydłem MiG-25

zbliżeniowy. Po zejściu z prowadnicy rakieta K-5 utrzymywała się w wiązce promieniowania elektromagnetycznego wysyłanej przez śledzącą cel antenę pokładowej stacji radiolokacyjnej RP-2U. Po zbliżeniu się do celu następował wybuch głowicy bojowej rakiety. Podobne jest zastosowanie kolejnego pocisku: K-13 (R-3S). Ma on głowicę biernego samonaprowadzania na podczerwień.

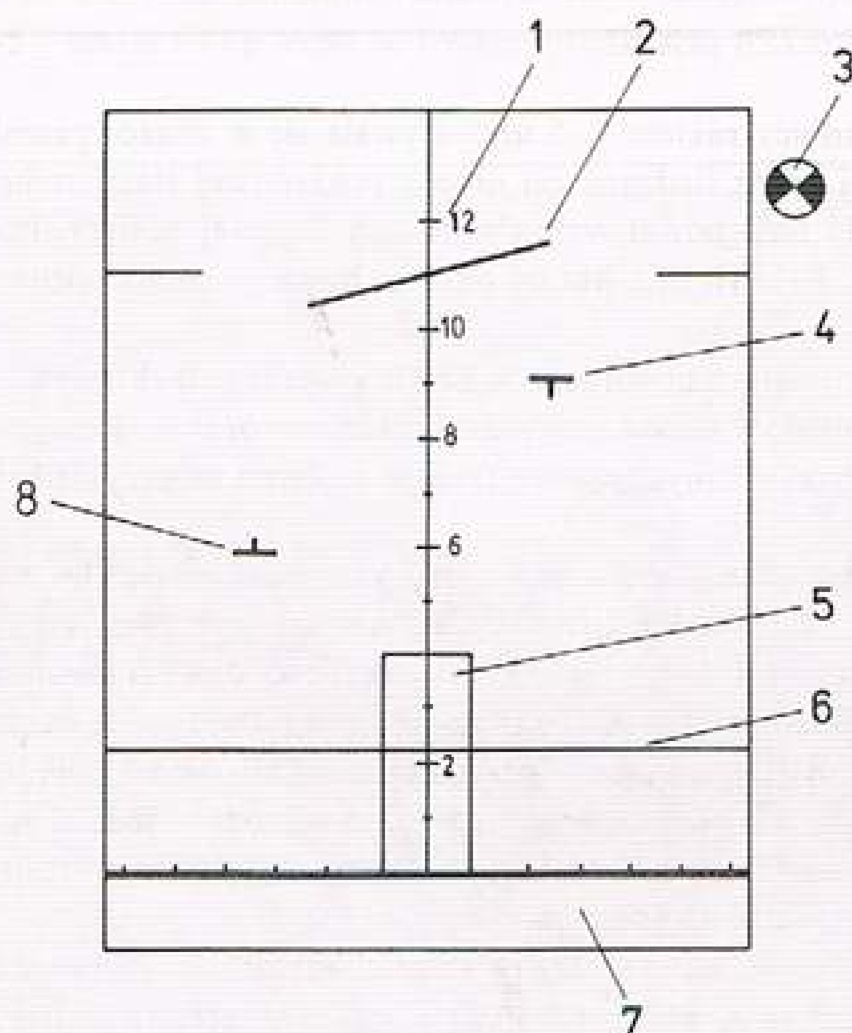
Pod koniec lat pięćdziesiątych utworzono w ZSRR systemy przechwytywania złożone z samolotu myśliwskiego uzbrojonego w kierowane pociski rakietowe oraz naziemnych systemów wykrywania i naprowadzania. Prześledźmy działanie takiego systemu na przykładzie samolotu MiG-21.

Ciągłe przeszukiwanie przestrzeni powietrznej prowadzą naziemne stacje radiolokacyjne. Mają one dużą moc i dużą antenę, dzięki czemu mogą wykrywać cel na znacznej odległości (radiolokator samolotu przechwytującego z konieczności dysponuje mniejszą mocą sygnału i, przede wszystkim, niewielką anteną). Do samolotu wykrytego przez naziemną stację radiolokacyjną jest wysyłany sygnał zapytujący o przynależność państwową (swój-obcy). Jeśli na ekranie pojawi się dodatkowe odbicie, oznacza to że samolot odpowiedział na zapytanie właściwym kodem. Jeśli nie — jest to samolot obcy. W takim przypadku startuje myśliwiec przechwytujący MiG-21, kierując się w stronę celu.

Samolot MiG-21 może być naprowadzany komendami radiowymi przez nawigatora naprowadzania, znajdującego się na stanowisku dowodzenia i obserwującego sytuację powietrzną na planszecie. Taki sposób postępowania był stosowany również w odniesieniu do starszych myśliwców przechwytujących, jednak dla MiG-21 nie jest on już typowy. Znacznie częściej stosuje się automatyczne naprowadzanie przyrządowe. Po wystartowaniu samolotu drogą radiową sprawdza się prawidłowość działania przyrządów, po czym w eterze zapada cisza. Decyzje są wypracowywane na ziemi za pomocą przelicznika. Automatycznie jest wytyczana optymalna trasa lotu myśliwca przechwytującego, tak by spotkał się on z celem na zadanej rubieży. Istnieje wiele metod naprowadzania, spośród których dwie podstawowe to metoda zbliżania równoległego

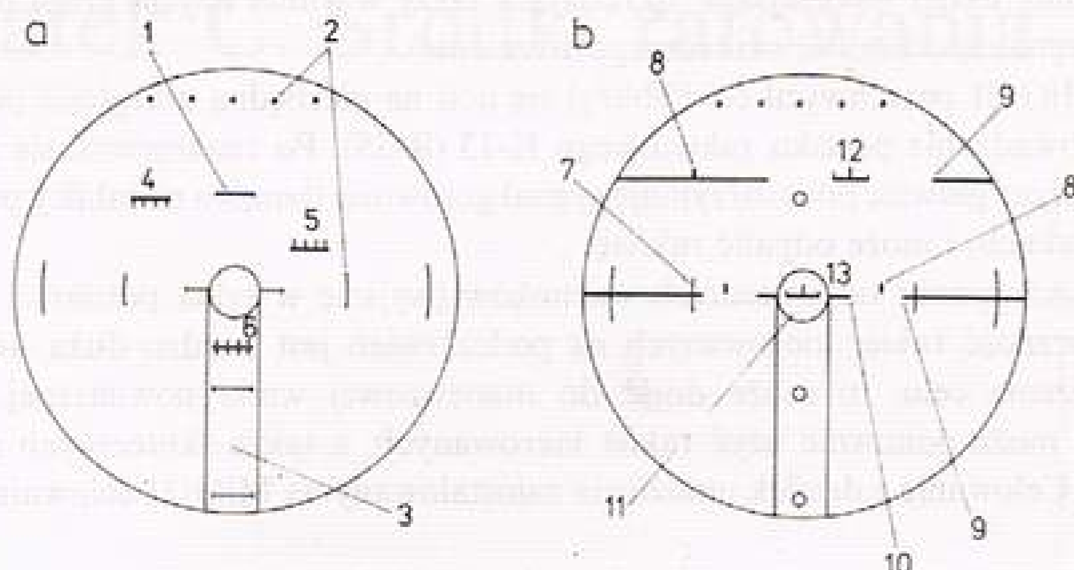
i zbliżania po krzywej pościgu. W praktyce najczęściej stosuje się metodę kombinowaną. Wynika to z faktu, że w typowej sytuacji myśliwiec przechwytujący leci w kierunku celu na kursie spotkaniowym — chodzi przecież o przechwycenie go przed własnym terytorium — uzbrojenie zaś samolotu MiG-21 pierwszych generacji wymagało, by znalazł się on w tylnej półsferze celu. Dlatego też w pierwszej fazie MiG-21 jest wyprowadzany w wyznaczony punkt przestrzeni powietrznej, w drugiej następuje zwrot w stronę celu i zajęcie pozycji w jego tylnej półsferze, a później — w trzeciej fazie — pościg po najkrótszej drodze.

Komendy naprowadzania myśliwca przechwytującego na cel, wypracowane przez przelicznik aparatury naziemnej, są następnie zaszyfrowywane odpornym na zakłócenia kodem i za pomocą radiolinii przesyłane na pokład samolotu MiG-21. Tam odbiera je urządzenie telemetryczne „Łazur", którego antena jest umieszczona w grzebieniu aerodynamicznym pod tylną częścią kadłuba samolotu. Po odszyfrowaniu komendy naprowadzania są odwzorowywane za pomocą indeksów na przyrządach pilotażowo-nawigacyjnych (wskaźniku kursu, prędkości i wysokości lotu). Wygląda to w ten sposób, że na obrzeżu tarczy, np. prędkościomierza, znajduje się ruchomy znacznik w postaci trójkąta. Jeśli aparatura naziemna obliczy dla samolotu prędkość 1600 km/h, wówczas trójkątny indeks na wskaźniku prędkościomierza przesunie się w miejsce



Ekran stacji radiolokacyjnej RP-2 („Izumrud-2") podczas pracy w zakresie obserwacji

1 — skala odległości (km), *2* — wskaźnik sztucznego horyzontu, *3* — zielona lampka, *4* — znacznik celu (odległość 9 km, 25° w prawo, poniżej samolotu przechwytującego), *5* — prostokąt przechwycenia, *6* — linia „martwej strefy" pocisków rakietowych K-5, *7* — skala azymutu, *8* — znacznik celu (odległość 6 km, ponad 30° w lewo, powyżej samolotu przechwytującego)



Ekran stacji radiolokacyjnej RP-21 „Sapfir"

a — podczas pracy w zakresie poszukiwania (obserwacji), *b* — podczas pracy w zakresie śledzenia (celowania)

1 — skala odległości (podziałka co 5 km), *2* — skala azymutu (podziałka co 15°), *3* — podprzestrzeń przechwycenia, *4* — znacznik celu znajdującego się ok. 15° w lewo, w odległości ok. 15 km, poniżej samolotu przechwytującego, *5* — znacznik celu znajdującego się ok. 10° w prawo, w odległości ok. 12 km, powyżej samolotu przechwytującego, *6* — znacznik celu znajdującego się w odległości ok. 7 km, na wprost samolotu przechwytującego, *7* — skala odległości (podziałka co 5 km), *8* — znacznik odległości bieżącej do celu, *9* — maksymalna odległość skutecznego strzelania, *10* — minimalna odległość skutecznego strzelania, *11* — krąg celowania, *12* — znacznik celu znajdującego się z prawej strony, powyżej samolotu przechwytującego, w odległości przekraczającej maksymalną odległość skutecznego strzelania, *13* — sytuacja, w której można odpalić pocisk rakietowy (znacznik celu znajduje się wewnątrz kręgu celowania, znacznik odległości bieżącej do celu znajduje się między minimalną i maksymalną odległością strzelania)

odpowiadające tej wartości. Zadaniem pilota jest zgranie wskazówki przyrządu z indeksem, a więc w tym przypadku utrzymywanie prędkości 1600 km/h. Oprócz poleceń przekazywanych w sposób ciągły na przyrządy, istnicją także komendy jednorazowe (np. „cel z lewej", „włącz dopalacz", „włącz stację radiolokacyjną"). W ten sposób samolot przechwytujący jest wprowadzany w rejon celu powietrznego i zajmuje wobec niego dogodne taktyczne położenie. Na tym kończy się pierwszy etap walki powietrznej — naprowadzanie naziemne.

W drugim etapie — zbliżeniu — pilot MiG-21 ma już bezpośredni kontakt z celem. W pierwszych wersjach — MiG-21F i MiG-21F-13 — musiał to być kontakt wzrokowy; następne wersje mają już pokładową stację radiolokacyjną RP-21 „Sapfir", dzięki której pilot może obserwować cel także nocą i w złych warunkach pogodowych, na odległość do ok. 20 km.

Antena radiolokatora pokładowego RP-21 poszukuje celu wykonując ruch wahadłowy w azymucie w zakresie ±30° i w kącie podniesienia ±12°. Na ekranie stacji, znajdującym się na wprost oczu pilota, jest wyświetlany znacznik wykrytego celu wraz z odpowiednimi informacjami o nim. Pilot może wówczas włączyć urządzenie zapytująco-odpowiadające SRZO-2 „Chrom-Nikiel", które wysyła sygnał do wykrytego obiektu. Brak odpowiedzi oznacza, że wykryto samolot obcy.

Pilot myśliwca przechwytującego MiG-21 tak manewruje samolotem, by zbliżyć się do celu i wprowadzić jego znacznik na ekranie do podprzestrzeni przechwycenia. Gdy to nastąpi, trzeba przełączyć stację radiolokacyjną na zakres automatycznego celowania. Antena przestaje

przeszukiwać przestrzeń i bez dalszej ingerencji pilota nieprzerwanie śledzi cel. Na ekranie ukazuje się teraz inny układ wskaźników, określający także warunki użycia broni pokładowej (maksymalną i minimalną odległość skutecznego strzelania).

Gdy MiG-21 przechwycił cel i zbliżył się doń na niezbędną odległość, pilot włącza głowicę samonaprowadzania pocisku rakietowego K-13 (R-3S). Po rozkręceniu się żyroskopu i uchwyceniu celu przez głowicę pilot otrzymuje sygnał gotowości (lampka na tablicy przyrządów i dźwięk w słuchawkach) i może odpalić rakietę.

Przy zachowaniu odpowiednich warunków (wyjście w tylną półsferę i uzyskanie zaskoczenia) skuteczność rakiet kierowanych na podczerwień jest bardzo duża. Jeśli jednak nie nastąpi zniszczenie celu, to może dojść do manewrowej walki powietrznej, w której samolot myśliwski może ponownie użyć rakiet kierowanych, a także skutecznych przy małej odległości działek. Celowanie z działek umożliwia zainstalowany na MiG-21 celownik strzelecki ASP-PF-21.

Obsługa naziemnego stanowiska dowodzenia śledzi przebieg starcia powietrznego i jest gotowa w każdej chwili przyjść pilotowi z pomocą (np. informując o sytuacji w rejonie walki). Po zakończeniu walki samolot przechwytujący wraca na lotnisko korzystając przy tym z naziemnych i pokładowych urządzeń nawigacyjnych (np. radiokompasu i odbiornika sygnałów znaczników, współpracujących z radiolatarniami).

Ostatnie MiG-21 oraz kolejny samolot przechwytujący MiG-23 dysponują uzbrojeniem rakietowym pozwalającym atakować cele powietrzne nie tylko z tylnej półsfery, ale również z przodu, i to ze znacznie większej odległości. Wiele nowych rozwiązań zastosowano w aparaturze elektronicznej. Stacja radiolokacyjna samolotu MiG-23 ma większy zasięg i większą dokładność wykrycia celu, jest bardziej odporna na zakłócenia. Unowocześniono sposób przekazywania pilotowi informacji o sytuacji powietrznej: wskazania stacji są wyświetlane na przedniej szybie, także ich zakres znacznie się poszerzył. Cennym uzupełnieniem stacji radiolokacyjnej jest pracujący na zasadzie pasywnej ciepłonamiernik wykorzystywany w warunkach zakłóceń elektrycznych oraz w sytuacji taktycznej, gdyż nie należy demaskować się włączeniem radaru.

Najnowsze samoloty myśliwskie MiG są wyposażone w nowoczesne systemy uzbrojenia, wykorzystujące ostatnie osiągnięcia elektroniki, sterowane przez pokładowe maszyny cyfrowe i zapewniające dużą skuteczność działek, rakiet i bomb wszystkich rodzajów. Systemy te, wykorzystujące promieniowanie elektromagnetyczne, cieplne i laserowe, pozwalają wykryć i rozpoznać cele powietrzne i naziemne oraz określić ich położenie w dowolnych warunkach atmosferycznych przy odległości dziesiątek i setek kilometrów. Są one nadal unowocześniane w celu zwiększenia zasięgu, celności i odporności na zakłócenia oraz zmniejszenia masy i rozmiarów.

Uzbrojenie bombowe nigdy nie było podstawowym uzbrojeniem samolotów MiG, stosowano na nich jedynie standardowe radzieckie bomby lotnicze o małym wagomiarze. W okresie powojennym radzieckie bomby lotnicze dostosowano do użycia na szybkich samolotach odrzutowych. W ostatnich latach powstały także nowoczesne rodzaje bomb kierowanych.

Dodatek C. Środki ratowania pilota

W locie bojowym może zajść konieczność opuszczenia samolotu przez pilota. Skuteczne środki ratowania mają istotne znaczenie nie tylko z tego względu, że człowiek jest najcenniejszym „elementem" systemu bojowego. Zaufanie pilota, jego przekonanie o tym, że w krytycznej sytuacji ma jeszcze do dyspozycji skuteczne urządzenia ratownicze, pozwala mu bardziej zdecydowanie i odważnie walczyć. Urządzenia takie były stosowane od zarania lotnictwa, choć gwałtowny ich rozwój nastąpił dopiero w erze odrzutowej. Przedtem wystarczał spadochron uruchamiany ręcznie przez lotnika, który o własnych siłach opuszczał samolot. Podobnie było w pierwszych MiG-ach. Pilot samolotu myśliwskiego w awaryjnej sytuacji pociągał za czerwony uchwyt znajdujący się nad głową, zrzucając tym samym osłonę kabiny, a następnie po odczepieniu pasów wydostawał się z kabiny i w powietrzu otwierał spadochron.

W samolotach odrzutowych taki sposób opuszczania samolotu jest niewystarczający. Zwiększenie prędkości lotu powoduje, że napór powietrza staje się nie do pokonania (np. przy prędkości 700 km/h na pilota działa siła dochodząca do 600 daN). Musiano wprowadzić nowe urządzenie techniczne — fotel wyrzucany. Pierwsze fotele były bardzo proste: w zasadzie był to taki sam fotel jak dotychczas, jedynie umocowany na stalowej prowadnicy i z zamontowanym pod spodem pironabojem. Ponieważ fotel był prosty, złożony musiał być sam proces katapultowania. Pilot najpierw powinien zrzucić osłonę kabiny, ściągnąć pasy mocujące go do fotela, zająć ściśle określoną pozycję i pociągnąć za uchwyt odpalający pironabój. Wymagań tych trzeba było dokładnie przestrzegać. Przy złym ułożeniu ciała duże przeciążenie powstające podczas katapultowania mogło spowodować np. uszkodzenie kręgosłupa. Po zadziałaniu naboju miotającego i opuszczeniu samolotu pilot musiał odpiąć pasy, poczekać aż zmniejszy się prędkość, a następnie otworzyć spadochron (natychmiastowe otworzenie spadochronu spowodowałoby jego rozerwanie). Taki sposób katapultowania był typowy dla późnych serii MiG-9 i początkowych serii MiG-15. Zapewniał on bezpieczne opuszczenie samolotu przy prędkości do 700 km/h i na wysokości co najmniej 250–300 m (na mniejszej wysokości spadochron nie zdążyłby się otworzyć).

Jednakże potrzeby (a także rosnące możliwości realizacji nowych rozwiązań technicznych) powodowały ciągły postęp. W pierwszym okresie stosowania foteli wyrzucanych najbardziej istotnym ograniczeniem był brak urządzeń zabezpieczających pilota, głównie jego twarz, przed uderzeniem strumienia powietrza podczas katapultowania. W kolejnym samolocie, MiG-17, został zastosowany fotel wyrzucany z płócienną zasłonką. Była ona nawinięta na bęben

i znajdowała się w zagłówku fotela. Przed odpaleniem ładunku miotającego pilot zaciągał ją na twarz i dzięki temu katapultowanie stało się możliwe przy prędkości do 850 km/h. Zasłonka zwiększała bezpieczeństwo katapultowania również w inny sposób. W samolocie MiG-15 pilot, by odpalić pironabój musiał pociągnąć za rączkę znajdującą się z prawej strony fotela. Mogło się wówczas zdarzyć, że w krytycznej chwili zapomniał o prawidłowym ułożeniu lewej ręki i uderzenie o burtę kabiny łamało ją. W MiG-17 odpalenie było wywoływane zaciągnięciem zasłonki obiema rękami, co jednocześnie zapewniało ich bezpieczne ułożenie.

Zautomatyzowano również czynności po opuszczeniu kabiny samolotu. Po trzech sekundach przyrząd AD-3 samoczynnie rozłączał pasy utrzymujące pilota w fotelu, a następnie zaczynał pracę automat KAP-3, który w ciągu 3–5 sekund otwierał spadochron ratowniczy (jeśli skok nastąpił na bardzo dużej wysokości KAP-3 blokował otwarcie spadochronu do czasu opuszczenia się na zadaną wcześniej wysokość w granicach 500–4000 m). Urządzenia te opracowano jesienią 1949 r. Piloci doświadczalni szybko docenili ich przydatność i natychmiast wprowadzono je do wyposażenia systemów ratowniczych samolotów.

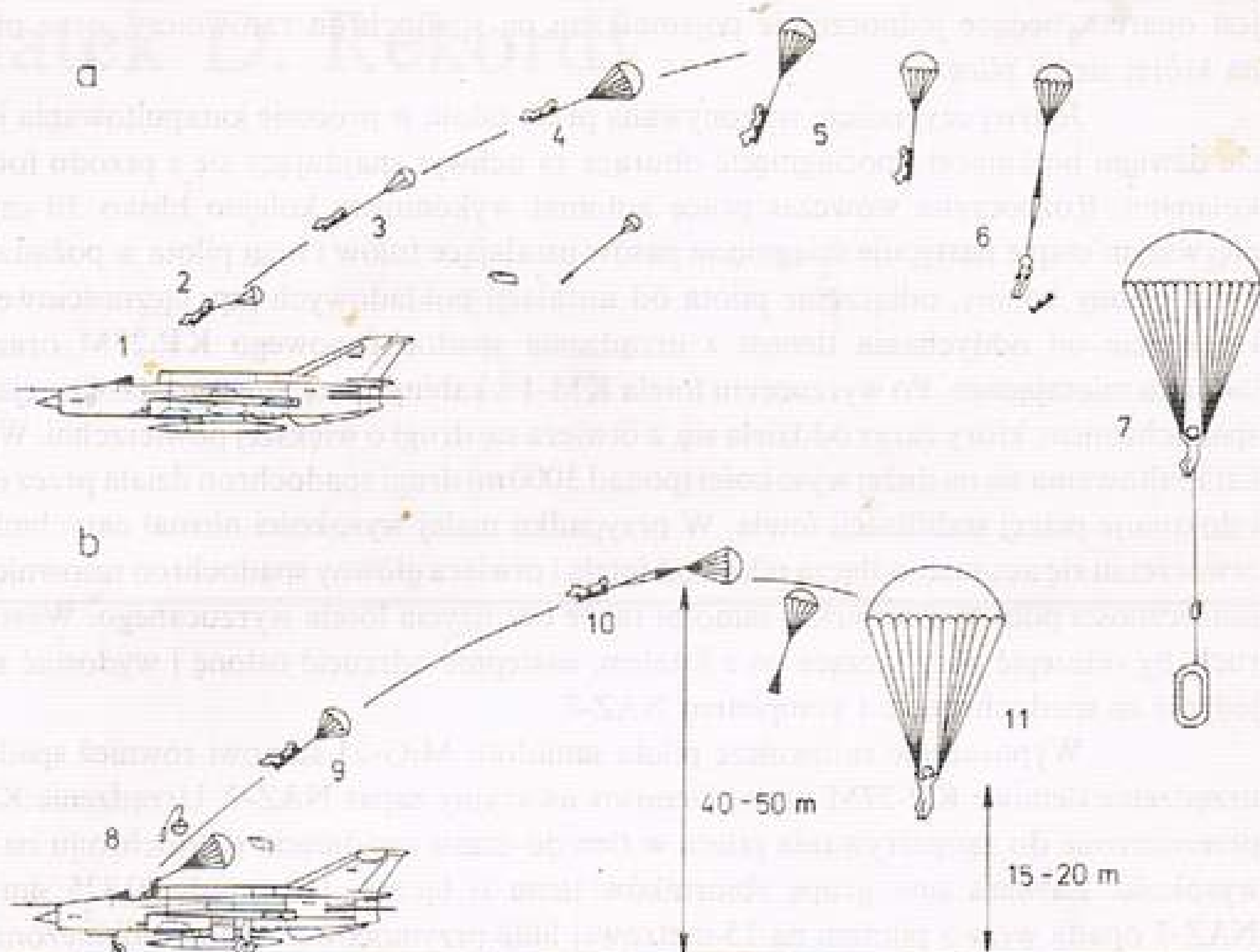
Do rozszerzenia obszaru zastosowania fotela wyrzucanego na jeszcze większe prędkości i mniejsze wysokości lotu konieczne było wyrzucenie go z możliwie największą siłą. W locie z dużą prędkością chodziło o to, by uniknąć zderzenia ze statecznikiem pionowym, na małej wysokości — by zdążył się otworzyć spadochron ratowniczy. Proste zwiększenie ładunku miotającego nie jest jednak możliwe, powoduje bowiem zwiększenie się przeciążeń działających na pilota ponad wartości dopuszczalne. Dlatego w kolejnym samolocie, MiG-19, zastosowano teleskopowy ładunek miotający, w którym po odpaleniu pironaboju włączał się silnik rakietowy. Rozciągnięcie w czasie działania mechanizmu miotającego pozwoliło fotelowi wznieść się na większą wysokość nie przekraczając dopuszczalnych przeciążeń. W MiG-19 wprowadzono również inną nowość: w przypadku gdyby pilot nie zdołał zrzucić osłony kabiny, była ona rozbijana podczas katapultowania przez opancerzony zagłówek fotela.

Logiczną konsekwencją użycia zasłonki na twarz dla samolotów jeszcze szybszych był system katapultowania SK-1 zastosowany w pierwszych wersjach MiG-21. Zamiast, tak jak uprzednio, odrzucać osłonę kabiny, by nie przeszkadzała w katapultowaniu — wykorzystano ją jako tarczę. W czasie katapultowania przylegała ona do fotela tworząc jakby przezroczystą kapsułę zabezpieczającą pilota. Pozwalało to opuścić samolot przy prędkości do 1100 km/h.

W połowie lat sześćdziesiątych opracowano i wprowadzono do wyposażenia samolotów myśliwskich MiG-21PFM i dalszych nowy system katapultowania SK-3 z fotelem wyrzucanym KM-1. To rozwiązanie zdobyło dużą popularność i fotel KM-1 jest stosowany również na MiG-23 oraz MiG-25. Zasadniczą zmianą w porównaniu z systemem katapultowania SK-1 było zrezygnowanie z użycia osłony kabiny. Sposób ten okazał się zbyt złożony w różnorodnych sytuacjach awaryjnych, zabezpieczenie zaś pilota przed naporem powietrza przestało być tak istotne wraz z wyposażeniem go w ubiór wysokościowy i szczelny hełm.

Wysokościowy ubiór kompensacyjny ma zapewnić bezpieczeństwo pilota w przypadku rozhermetyzowania się kabiny lub katapultowania w locie na dużej wysokości. Jest to ściśle opinający ciało trykot, w którym znajdują się przewody powietrzne. W razie konieczności przewody ubioru w ciągu 2,5–3 sekund napełniają się tlenem z butli i uciskają ciało pilota tworząc niezbędne ciśnienie równe ciśnieniu powietrza w jego płucach. Powstające w ten sposób zrównoważenie mięśni klatki piersi i brzucha pozwala na normalne oddychanie i obieg krwi.

W wysokościowy ubiór kompensacyjny jest wbudowany także ubiór przeciwprzeciążeniowy. Służy on do zmniejszenia przeciążeń odczuwanych w locie przez pilota. Podczas manewrowania samolotu następuje odpływ krwi z głowy do nóg pilota. Ubiór przeciwprzeciążeniowy zapobiega temu przez uciskanie dolnej części ciała. Jest on zbudowany podobnie jak



Katapultowanie za pomocą fotela wyrzucanego KM-1

a — w locie z prędkością ponad 500 km/h na wysokości ponad 3000 m, *b* — na wysokości 0 m, prędkość co najmniej 130 km/h

1 — odstrzelenie osłony kabiny, *2* — wyjście fotela z kabiny i ustabilizowanie go pierwszym spadochronem, *3* — oddzielenie się pierwszego spadochronu, *4* — otwarcie drugiego spadochronu, *5* — stabilizacja fotela drugim spadochronem, *6* — oddzielenie się fotela wyrzucanego i uruchomienie głównego spadochronu, *7* — opadanie pilota na spadochronie ratowniczym; pod nim na linie ponton i zapas awaryjny, *8* — odstrzelenie osłony kabiny i niemal jednoczesne uruchomienie pierwszego i drugiego spadochronu, *9* — stabilizacja fotela drugim spadochronem, *10* — odrzucenie drugiego spadochronu i uruchomienie spadochronu ratowniczego; *11* — opadanie na spadochronie ratowniczym

wysokościowy ubiór kompensacyjny, jednakże przewody są napełniane powietrzem pobranym ze sprężarki silnika, a nie tlenem z butli. Ubiór przeciwprzeciążeniowy zmniejsza przeciążenia odczuwane przez pilota o 2,5–3 jednostki.

Ubiór pilota uzupełnia hełm ochronny z maską tlenową lub hełm szczelny (gdy lot ma przebiegać na wysokości ponad 15 000 m). Hełm szczelny osłania głowę pilota od uderzeń (np. odłamków) i podczas katapultowania, jednocześnie spełniając funkcję maski tlenowej.

Fotel wyrzucany KM-1 umożliwia bezpieczne opuszczenie samolotu w locie z prędkością do 1200 km/h na wysokości do 25 000 m oraz w czasie kołowania na pasie startowym, gdy prędkość samolotu przekracza 130 km/h. W przypadku katapultowania podczas startu lub lądowania niezbędne jest jak najszybsze otwarcie spadochronu ratowniczego. Wymaganie to jest sprzeczne z innym: w locie z dużą prędkością otwarcie spadochronu musi nastąpić z opóźnieniem, po zmniejszeniu prędkości fotela. W celu pogodzenia ze sobą tych potrzeb opracowano trzykopułowy system spadochronowy. Kolejno rozpościerające się spadochrony zapewniają stabilizację fotela i zmniejszenie prędkości po wyrzuceniu z samolotu. Podstawowym elementem

konstrukcyjnym fotela KM-1 jest kombinowany mechanizm miotający KSM. Z nim połączone jest oparcie, będące jednocześnie pojemnikiem na spadochron ratowniczy, oraz miska fotela, na której siedzi pilot.

Jedyną czynnością wykonywaną przez pilota w procesie katapultowania jest wciśnięcie dźwigni blokującej i pociągnięcie oburącz za uchwyt znajdujący się z przodu fotela, między kolanami. Rozpoczyna wówczas pracę automat wykonujący kolejno blisko 30 czynności. W pierwszym etapie następuje ściągnięcie pasów ustalające tułów i nogi pilota w pożądanej pozycji, zrzut osłony kabiny, odłączenie pilota od instalacji pokładowych (np. łącznościowej, tlenowej) i przejście od oddychania tlenem z urządzenia spadochronowego KP-27M oraz odpalenie ładunku miotającego. Po wyrzuceniu fotela KM-1 z kabiny następuje jego stabilizacja pierwszym spadochronem, który zaraz oddziela się, a otwiera się drugi o większej powierzchni. W przypadku katapultowania się na dużej wysokości (ponad 3000 m) drugi spadochron działa przez dłuższy czas i dokonuje pełnej stabilizacji fotela. W przypadku małej wysokości niemal natychmiast po jego otworzeniu się automat odłącza pilota od fotela i otwiera główny spadochron ratowniczy. W razie konieczności pilot może opuścić samolot także bez użycia fotela wyrzucanego. Wystarczy jeden ruch, by odczepić pasy łączące go z fotelem, następnie odrzucić osłonę i wydostać się z kabiny jedynie ze spadochronem i kompletem NAZ-7.

Wyposażenie ratownicze pilota samolotu MiG-21 stanowi również spadochronowe urządzenie tlenowe KP-27M oraz przenośny awaryjny zapas NAZ-7. Urządzenie KP-27M jest przeznaczone do zaopatrywania pilota w tlen do czasu opadnięcia spadochronu na bezpieczną wysokość. Zawiera ono grupę zbiorników tlenu o łącznej pojemności 0,825 dm^3. Komplet NAZ-7 opada wraz z pilotem na 15-metrowej linie przymocowanej do kombinezonu. Są w nim przedmioty niezbędne do przeżycia w nieznanym terenie oraz do skontaktowania się z grupami poszukiwawczymi. Jest tam więc trzydniowy zapas konserwowanej żywności, suche paliwo, latarka, wędka, piła, nóż, kompas, zapałki, naboje. NAZ-7 zawiera automatycznie nadmuchiwany ponton, radiostację, apteczkę, środki sygnalizacyjne (rakieta dymna koloru pomarańczowego, gwizdek, lusterko). Ponadto w zależności od terenu, nad jakim jest wykonywany lot, pilot ma kostkę odsalacza wody (wariant morski), narty (wariant północny) lub pojemnik z wodą (wariant pustynny).

Ideałem jest, aby urządzenie ratownicze można było stosować w każdych warunkach. Szczególnie ważny jest obszar niewielkich prędkości i wysokości lotu, gdzie najczęściej dochodzi do sytuacji awaryjnych. Jednocześnie jednak najtrudniejszy do skonstruowania jest właśnie fotel wyrzucany klasy zero-zero, czyli umożliwiający pilotowi katapultowanie się z samolotu stojącego nieruchomo na pasie startowym. W latach siedemdziesiątych w ZSRR opracowano fotele tej klasy, stanowią one także wyposażenie najnowszych samolotów MiG.

Dodatek D. Rekordy

REKORDY SAMOLOTÓW MiG (MĘŻCZYŹNI)

Rekord	Data	Pilot	Samolot	Wynik
Prędkość na bazie 15–25 km	31.10.1959	G. Mosłow	E-66	2387,48 km/h
	7.07.1962	G. Mosłow	E-166	2681 km/h
Prędkość na trasie zamkniętej 100 km	16.09.1960	K. Kokkinaki	E-66	2148,66 km/h
	7.10.1961	A. Fiedotow	E-166	2401 km/h
	8.04.1973	A. Fiedotow	E-266	2605,1 km/h*)
Prędkość na trasie zamkniętej 500 km	5.10.1967	M. Komarow	E-266	2981,5 km/h*)
Prędkość na trasie zamkniętej 1000 km	16.03.1965	A. Fiedotow	E-266	2319,12 km/h
	27.10.1967	P.Ostapienko	E-266	2920,67 km/h
Prędkość na trasie zamkniętej 1000 km z ładunkiem użytecznym 1000 i 2000 kg	16.03.1965	A.Fiedotow	E-266	2319,12 km/h
	27.10.1967	P. Ostapienko	E-266	2920,67 km/h*)
Wysokość w locie poziomym	11.09.1962	P. Ostapienko	E-166	22 670 m
Wysokość absolutna	28.04.1961	G. Mosołow	E-66A	34 714 m
	25.07.1973	A. Fiedotow	E-266	36 240 m
	31.08.1977	A. Fiedotow	E-266M	37 650 m*)
Wysokość absolutna z ładunkiem użytecznym 1000 i 2000 kg	5.10.1967	A. Fiedotow	E-266	29 977 m
	25.07.1973	A. Fiedotow	E-266	35 230 m
	22.07.1977	A. Fiedotow	E-266M	37 080 m*)
Czas wznoszenia na wysokość 20 000 m	4.06.1973	B. Orłow	E-266	2 min 49,8 s
Czas wznoszenia na wysokość 25 000 m	4.06.1973	P. Ostapienko	E-266	3 min 12,6 s
	17.05.1975	A. Fiedotow	E-266M	2 min 34,2 s*)
Czas wznoszenia na wysokość 30 000 m	4.06.1973	P. Ostapienko	E-266	4 min 3,86 s
	17.05.1975	P. Ostapienko	E-266M	3 min 9,85 s*)
Czas wznoszenia na wysokość 35 000 m	17.05.1975	A. Fiedotow	E-266M	4 min 11,7 s*)

*) Aktualny rekord świata (stan na 1.01.1987).

REKORDY SAMOLOTÓW MiG (KOBIETY)

Rekord	Data	Pilotka	Samolot	Wynik
Prędkość na bazie 15-25 km	2.06.1975	S. Sawicka	E-133	2683,446 km/h*)
Prędkość na trasie zamkniętej 100 km	18.02.1967	E. Martowa	E-76	2128,7 km/h*)
Prędkość na trasie zamkniętej 500 km	16.09.1966	M. Sołowjewa	E-76	2062 km/h
	21.10.1977	S. Sawicka	E-133	2466,31 km/h*)
Prędkość na trasie zamkniętej 1000 km	28.03.1967	L. Zajcewa	E-76	1298,16 km/h
	12.04.1978	S. Sawicka	E-133	2333 km/h*)
Prędkość na trasie zamkniętej 2000 km	11.10.1966	E. Martowa	E-76	900,267 km/h*)
Wysokość lotu poziomego	23.06.1965	L. Zajcewa	E-33	19 020 m
	31.08.1977	S. Sawicka	E-133	21 209,9 m*)
Wysokość absolutna	22.05.1965	N. Prochanowa	E-33	24 336 m*)
Czas wznoszenia na wysokość 3000 m	7.06.1974	S. Sawicka	E-33	59,1 s
	15.11.1974	S. Sawicka	E-66B	41,2 s*)
Czas wznoszenia na wysokość 6000 m	6.06.1974	S. Sawicka	E-33	1 min 20,4 s
	15.11.1974	S. Sawicka	E-66B	1 min 1 s*)
Czas wznoszenia na wysokość 9000 m	6.06.1974	S. Sawicka	E-33	1 min 46,7 s
	15.11.1974	S. Sawicka	E-66B	1 min 21 s*)
Czas wznoszenia na wysokość 12 000 m	7.06.1974	S. Sawicka	E-33	2 min 35,1 s
	15.11.1974	S. Sawicka	E-66B	1 min 59,3*)

*) Aktualny rekord świata (stan na 1.01.1987).

SAMOLOTY REKORDOWE

Samolot	Silniki			Uwagi
	liczba	typ	ciąg [kN]	
E-66	1	R-37F	58,4	E-6/3
E-66A	1	R-37F	58,4	
	+			
	1	U-2	29,4	
E-66B	1	RD-M	68,6	
	+			
	2	TTRD	22,6	
E-76	1	R-37F	58,4	E-7, samolot 76
E-33	1	R-37F	58,4	MiG-21U
E-166	1	R-166	98,1	E-152M
E-266	2	R-266	107,9	MiG-25
E-266M	2	RD-F	137,9	MiG-25M
E-133	2		107,9	MiG-25U

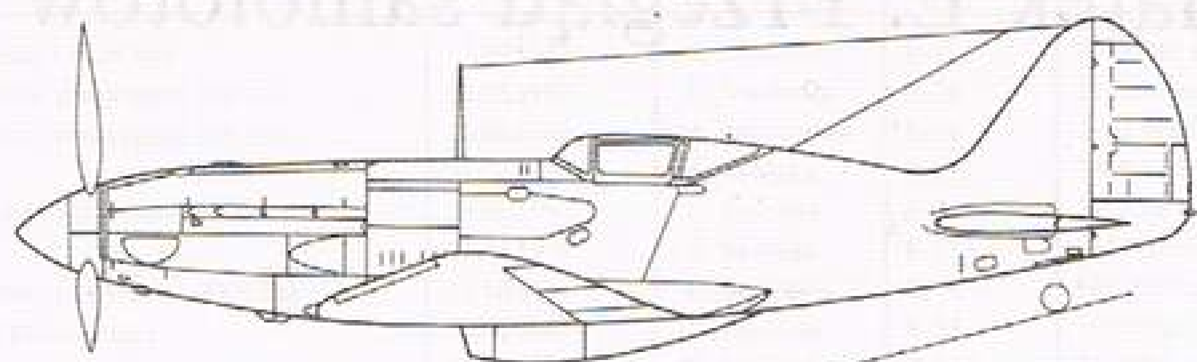
Dodatek E. Przegląd samolotów

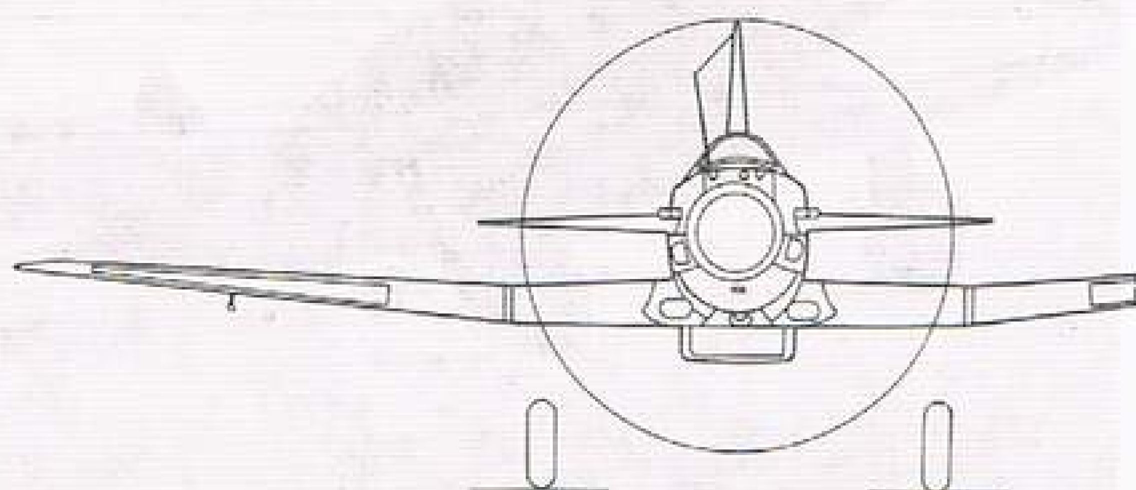
MiG-3

Samolot myśliwski wysokościowy. Prototyp I-200 (inaczej samolot 61, I-61 lub K), oblatany 5 kwietnia 1940 r. Produkcja seryjna pierwszej wersji oznaczonej MiG-1 rozpoczęta w 1940 r. (100 sztuk), wersja zmodyfikowana MiG-3 produkowana seryjnie od stycznia 1941 r. (3322 egzemplarze).



MiG-3





MiG-3

Płatowiec

Jednomiejscowy jednosilnikowy dolnopłat o konstrukcji mieszanej. Kadłub zbudowany z dwóch części, łączonych w czterech punktach. Część przednia — kratownica z rur stalowych 30ChGSA z profilami nadającymi kształt pokryciu. W dolnej części przyspawany centropłat. Pokrycie z blachy duraluminiowej. Tylna część kadłuba drewniana, pokryta pięciowarstwową sklejką. Kabina pilota wpisana w obrys kadłuba, widoczność poprawiona w stosunku do MiG-1. Przednia i tylna część osłony — stałe, część środkowa odsuwana do tyłu (w MiG-1 otwierana na prawą stronę). Przyrządy pilotażowo-nawigacyjne z przodu i na pulpicie z prawej strony. Osłona kabiny ze szkła organicznego, bez szkła pancernego. Za kabiną pilota płyta pancerna 9 mm (początkowo 8 mm).

Skrzydła trójdzielne jednodźwigarowe o konstrukcji mieszanej. Centropłat całkowicie metalowy, z dwoma dźwigarami pomocniczymi. Styk centropłatu z kadłubem oprofilowany blachą duraluminiową. Końce skrzydeł drewniane, kryte sklejką. Lotki z wyrównoważeniem osiowym, kryte płótnem. Profil skrzydeł Clark YH o grubości od 14% do 8%, wznios +7° (6° w MiG-1), wydłużenie 5,97. Zewnętrzne części skrzydeł samolotów ostatnich serii z automatycznymi slotami polepszającymi zwrotność samolotu.

Usterzenie klasyczne. Statecznik pionowy stanowiący całość z kadłubem. Usterzenie poziome wolnonośne, mocowane do kadłuba w dwóch punktach. Stery z klapkami wyrównoważającymi, kryte płótnem.

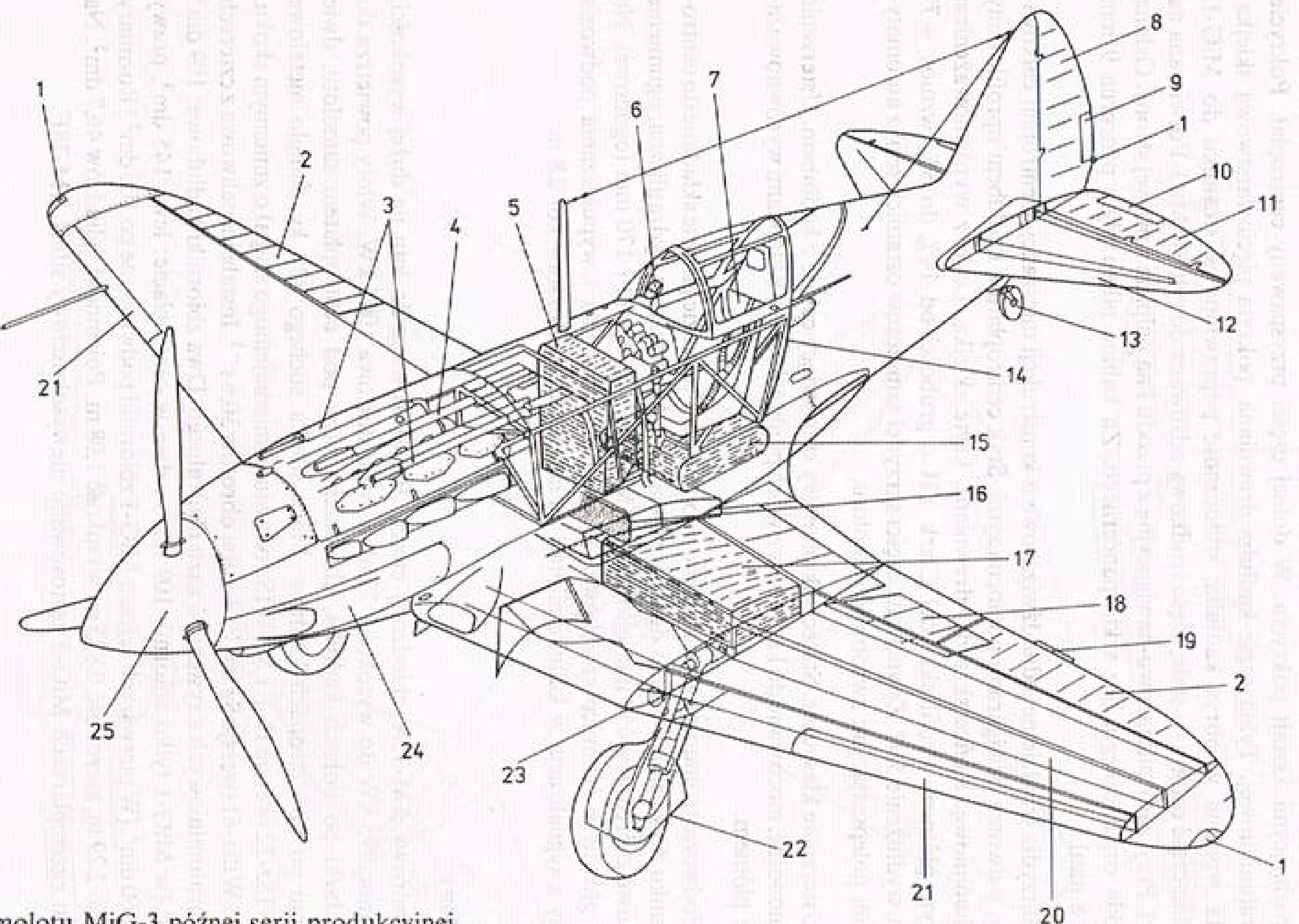
Podwozie trójpunktowe, z kółkiem ogonowym. Podwozie główne składane do centropłata, w kierunku do kadłuba. Kółko ogonowe wciągane. Amortyzacja hydrauliczna, ogumienie niskociśnieniowe o średnicy 650 mm (główne; w MiG-1 — 600 mm) i 170 mm (ogonowe). Na piastach kół głównych hamulce szczękowe. Mechanizm wciągania i wypuszczania podwozia pneumatyczny z sygnalizacją w kabinie pilota i na centropłacie. Rozstaw kół 2,8 m.

Zespół napędowy

Silnik 12-cylindrowy AM-35A, chłodzony cieczą. Przystosowany do lotu na dużej wysokości, utrzymujący moc 895 kW do wysokości 7250 m. Moc startowa 1007 kW. Wloty powietrza do silnika i sprężarki po bokach kadłuba, chłodnica cieczy pod centropłatem samolotu, dwie chłodnice oleju po obu stronach kadłuba. Masa silnika suchego 830 kg. Śmigło metalowe trójpłatowe WISz-22 (wersje D, E i M; WISz od: wint izmieniajemogo szaga) o zmiennym skoku. Później śmigło WISz-61 (wersje Sz lub P). Liczba obrotów 30,6 s^{-1}. Instalacja paliwowa z czterech zbiorników duraluminiowych z systemem gazu neutralnego. Dwa zbiorniki kadłubowe: 109 dm^3 oraz 245 dm^3 (w MiG-1 tylko zbiornik 109 dm^3) i dwa w centropłacie: lewy 145 dm^3, prawy 150 dm^3. Olej 60 dm^3. (W pierwszych seriach MiG-1 zbiorniki podwieszane po 100 dm^3.) Rozmiary silnika: długość 2,29 m, szerokość 0,875 m, wysokość 1,08 m. Pojemność cylindrów 46,7 dm^3. Na kilkudziesięciu egzemplarzach MiG-3 zastosowano niewysokościowy silnik AM-38F.

Wyposażenie

Łącznie 13 przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych. Radiostacja nadawczo-odbiorcza RSI-3 (w późniejszych egzemplarzach RSI-4). Wyposażenie tlenowe KPA-3bis (po raz pierwszy w ZSRR). Rakietnica sygnalizacyjna, apteczka pilota. Generator GS-350, akumulator 12A-5.



Przekrój samolotu MiG-3 późnej serii produkcyjnej

1 — światło pozycyjne, *2* — lotka, *3* — km SzKAS kal. 7,62 mm, *4* — km UBS kal. 12,7 mm, *5* — kadłubowy zbiornik paliwa (109 dm³), *6* — głowica celownika PBP-1, *7* — fotel pilota, *8* — ster kierunku, *9* — klapka wyrównoważająca steru kierunku, *10* — klapka wyrównoważająca steru wysokości, *11* — ster wysokości, *12* — statecznik pionowy, *13* — wciągane kółko ogonowe, *14* — linia podziału kadłuba na część przednią i tylną, *15* — kadłubowy zbiornik paliwa (245 dm³), *16* — chłodnica wody, *17* — skrzydłowy zbiornik paliwa (145 dm³), *18* — klapa podskrzydłowa, *19* — klapka wyrównoważająca lewej lotki, *20* — dźwigar główny, *21* — sloty automatyczne, *22* — podwozie główne, *23* — linia podziału skrzydła (w części przedniej reflektor, dalej mocowanie podwozia), *24* — chłodnica oleju, *25* — śmigło o zmiennym skoku WISz-61Sz

Uzbrojenie

1 km UBS kal. 12,7 mm (300 naboi) i 2 km SzKAS kal. 7,62 mm (po 750 naboi) umieszczone niesymetrycznie nad silnikiem, synchronizowane. Pod skrzydłem 4 uchwyty do bomb (dwa wewnętrzne po 100 kg, zewnętrzne po 50 kg, ale łącznie nie więcej niż 220 kg). Na niektórych seriach (tzw. MiG-3 piatitoczecznyj, inaczej MiG-3P) możliwość podwieszania w miejsce zewnętrznych belek dwóch zasobników z karabinami maszynowymi UBK kal. 12,7 mm (po 300 naboi) strzelającymi poza śmigłem; wówczas masa startowa samolotu 3510 kg. Niektóre MiG-3 uzbrajane w 6 pocisków rakietowych RS-82. Celownik strzelecki kolimatorowy PBP-1. Do zadań specjalnych w miejsce bomb podwieszane zasobniki WAP-6M lub ZAP-6.

DANE PROTOTYPÓW I-200

Samolot	I-200*)	I-200**)
Długość [m]	8,155	8,255
Rozpiętość [m]	10,2	10,2
Powierzchnia nośna [m²]	17,44	17,44
Masa własna [kg]	2600	
Masa startowa [kg]	3071	3355
Prędkość maksymalna [km/h] / na wysokości [km]	508 / 0	495 / 0
	648,5 / 6,9	640 / 7,8
Czas wznoszenia na wysokość 5000 m [min]	5,3	6,5
Pułap [m]	12 000	11 000
Zasięg [km]	730	857

*) Prototyp samolotu MiG-1.

**) Prototyp samolotu MiG-3 (wg wyników prób państwowych w kwietniu 1941 r.).

Dane samolotu I-200 (MiG-1) pierwszej serii produkcyjnej

Długość	8,155 m
Rozpiętość	10,2 m
Wysokość	3,3 m
Powierzchnia nośna	17,44 m²
Baza podwozia	5,08 m
Rozstaw kół głównych	2,8 m
Masa własna	2411,1 kg
Masa startowa	3098,9 kg
Masa startowa maksymalna	3326,9 kg
Ilość paliwa w zbiornikach wewnętrznych	404 dm³
Prędkość maksymalna na wysokości:	
0 m	486 km/h
1000 m	506 km/h
2000 m	526 km/h
3000 m	546 km/h
4000 m	566,5 km/h
5000 m	586 km/h

6000 m	606 km/h
7000 m	626,5 km/h
8000 m	614 km/h
9000 m	594,5 km/h
Prędkość wznoszenia na wysokości:	
0 m	15 m/s
5000 m	16,5 m/s
9000 m	9,1 m/s
11 000 m	3,35 m/s
Czas wznoszenia na wysokość:	
1000 m	1,1 min
5000 m	5,3 min
9000 m	10,15 min
12 000 m	25,63 min
Pułap	12 000 m
Czas zakrętu na wysokości 1000 m	
lewego	22,3 s
prawego	20,0 s
Czas zakrętu na wysokości 5000 m	
lewego	30 s
prawego	29 s
Prędkość oderwania	165–175 km/h
Prędkość lądowania	140 km/h

Dane samolotu MiG-3

Długość	8,255 m
Rozpiętość	10,2 m
Powierzchnia nośna	17,44 m^2
Masa własna	2810 kg
w tym wyposażenie	110 kg
Masa paliwa	463 kg
Masa startowa	3495 kg
Masa startowa w wariancie z nie napełnionym zbiornikiem paliwa pod kabiną pilota	3300 kg
Prędkość maksymalna na wysokości:	
0 m	477 km/h
7800 m	631 km/h
Prędkość podróżna maksymalna	560 km/h
Prędkość wznoszenia (w nawiasie — przy masie 3300 kg), na wysokości:	
0 m	12,0 m/s (13,0 m/s)
6000 m	11,5 m/s (12,6 m/s)
Czas wznoszenia (w nawiasie — przy masie 3300 kg) na wysokość:	
3000 m	4,35 min (4,35 min)
5000 m	7,7 min (7,1 min)
Pułap	11 500 m
Czas zakrętu na wysokości 1000 m	22 s

Zasięg w locie na wysokości:	
5000 m, z prędkością 380 km/h	1000 km
7250 m, z prędkością 560 km/h	630 km
Długość rozbiegu	470 m
przy masie startowej 3300 kg	400 m
Długość dobiegu	580 m
Prędkość lądowania	150 km/h

DIS

Samolot myśliwski dużego zasięgu, przewidziany także do wykorzystania jako bombowiec, bombowiec nurkujący, samolot torpedowy i rozpoznawczy. Pierwszy prototyp z silnikami AM-35A oblatany w maju 1941 r., drugi — z silnikami ASz-82F — zbudowany w 1942 r., nie oblatany. Inne oznaczenia to DIS-200 (projekt), MiG-5, T oraz 71.

Płatowiec

Jednomiejscowy dwusilnikowy dolnopłat o konstrukcji mieszanej (początkowo przewidywane szerokie użycie metalu, w trakcie budowy elementy metalowe zastępowane drewnianymi, co potaniało konstrukcję i upraszczało technologię).

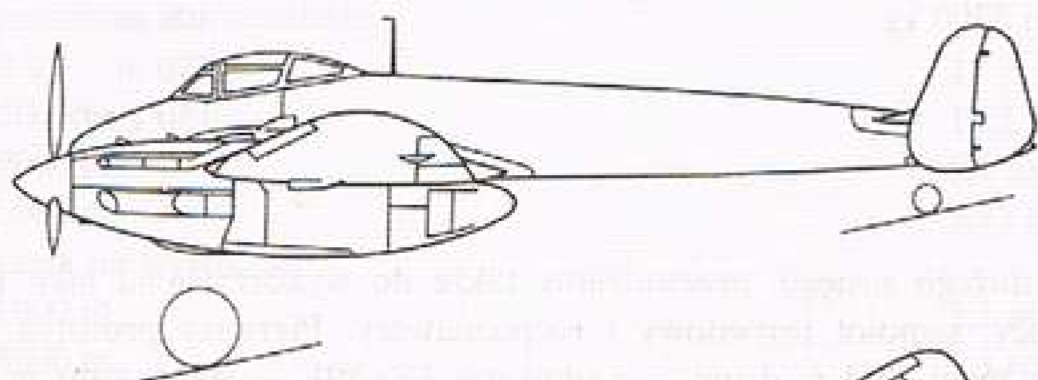
Kadłub krótki o niewielkiej średnicy. Kabina pilota opancerzona z tyłu, z dołu i z boków. Osłona odsuwana do tyłu. W sytuacji awaryjnej możliwe opuszczanie samolotu także przez właz w podłodze kabiny.

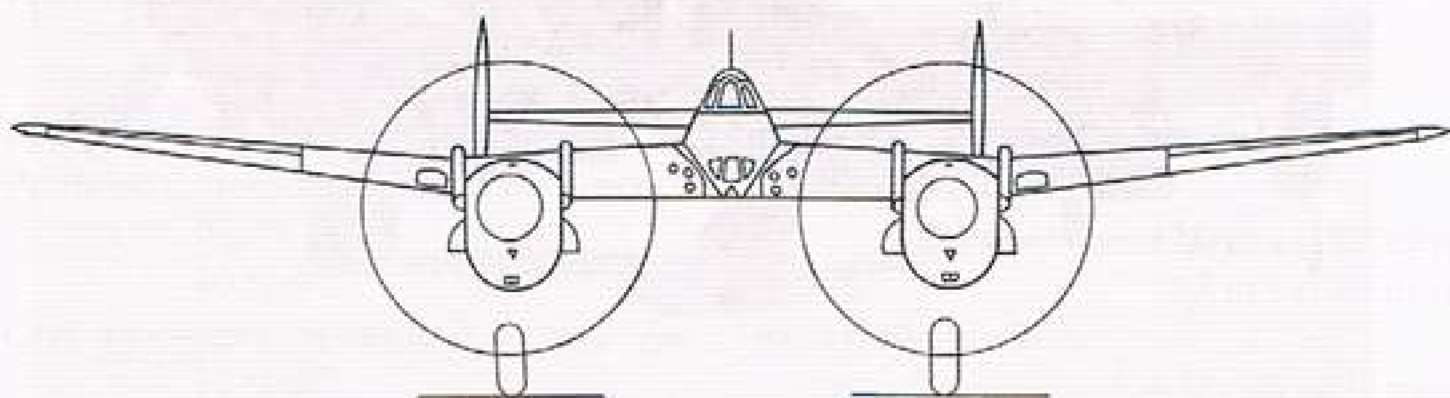
Skrzydło dwudźwigarowe z automatycznymi slotami i klapami szczelinowymi. Usterzenie pionowe zdwojone.

Podwozie trójkołowe z kółkiem ogonowym, wciągane (koła główne w gondole silnikowe, ogonowe — w kadłub).



DIS z silnikami ASz-82F





DIS z silnikami AM-35A

Zespół napędowy

W projekcie przewidywane dwa silniki AM-37 (moc startowa 1044 kW). W dwóch zbudowanych egzemplarzach DIS silniki AM-35A (1007 kW) lub ASz-82F (1380 kW). Paliwo w sześciu zbiornikach: 4 skrzydłowych i 2 kadłubowych za kabiną pilota.

Uzbrojenie

Prototyp z silnikami AM-35A uzbrojony w jedno działko WJa kal. 23 mm, 2 km BS kal. 12,7 mm oraz 4 km SzKAS kal. 7,62 mm umieszczone poza dyskami śmigieł, w przedniej części kadłuba i skrzydła. Dzięki temu duże skupienie ognia. Drugi prototyp: 2 km BS oraz 4 km SzKAS wbudowane na stałe i dodatkowo możliwość podwieszenia zasobnika z dwoma działkami WJa. Zamiast niego możliwe podwieszenie ciężkiej bomby (1000 kg) lub torpedy, a po bokach końcowej części kadłuba — montowanie dwóch rakiet RS-82 odpalanych do tyłu.

Dane samolotu DIS z silnikami AM-35A (w nawiasie dane obliczeniowe prototypu z silnikami ASz-82F)

Długość samolotu	10,875 m (11,85 m)
Rozpiętość	15,1 m (15,1 m)
Masa paliwa	1920 kg
Masa startowa	8060 kg (8000 kg)
Prędkość maksymalna	610 km/h na wysokości 6800 m (604 km/h na wysokości 5000 m)
Pułap	10 900 m (9800 m)
Czas wznoszenia na wysokość 5000 m	5,5 min (6,3 min)
Zasięg	2350 km (2500 km)

MiG-9M-82, I-211

MiG-9M-82 to samolot myśliwski powstały pod koniec roku 1941 przez zamontowanie silnika M-82A na seryjnym MiG-3. Zbudowano 5 egzemplarzy. Kolejny wariant I-211 (E, MiG-9F) powstał w lutym 1943 r. w 10 egzemplarzach.

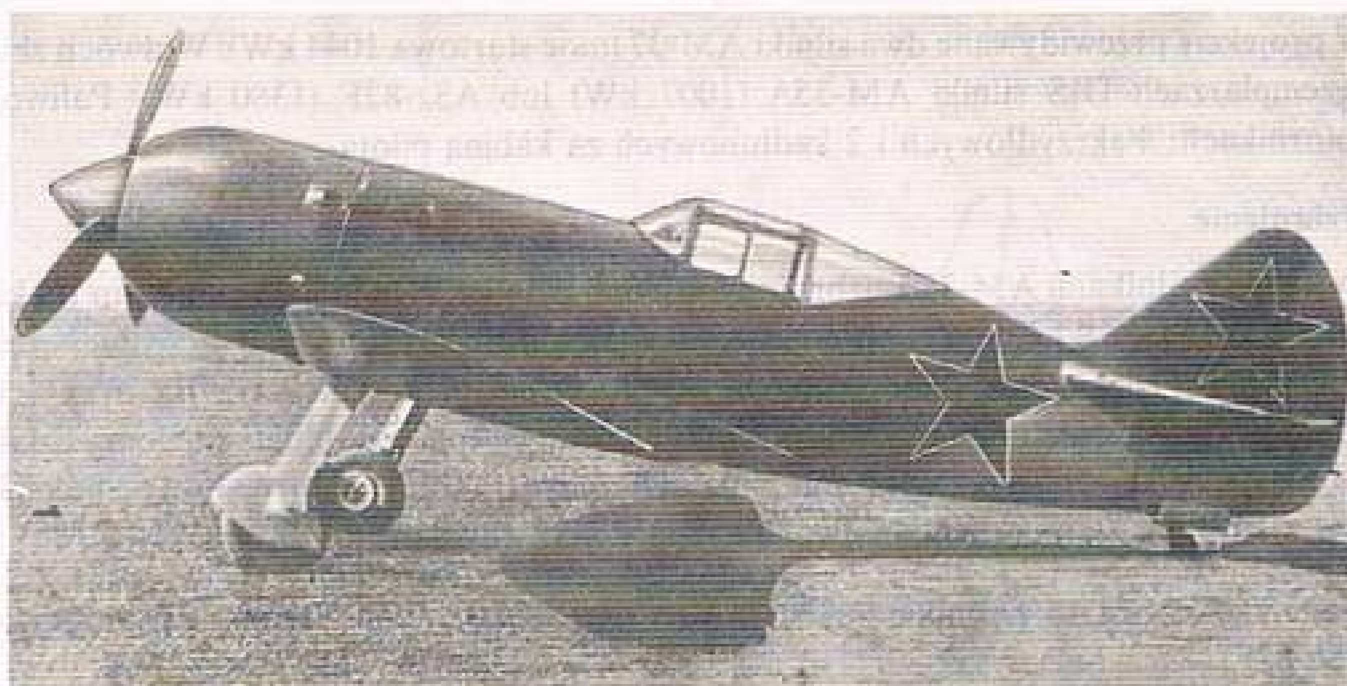
Płatowiec

Kadłub i podwozie MiG-9M-82 przejęte niemal bez zmian z seryjnego MiG-3. Nieco ulepszony spawany szkielet kadłuba, jego część tylna i połączenie kadłuba ze skrzydłem.

Skrzydło jak w MiG-3, opuszczone o 10 cm. Usterzenie również z MiG-3, jedynie w sterze kierunku dodana kompensacja masowa. W samolocie I-211 rozszerzony kadłub, by lepiej dostosować go do silnika gwiazdowego. Aby poprawić wyważenie silnik przesunięty nieznacznie do przodu. Kabina cofnięta do tyłu, wloty powietrza chłodnicy olejowej przeniesione do nasady skrzydła, poprawiony kształt usterzenia. Zmiany te pozwoliły na ulepszenie aerodynamiki i uszczelnienia płatowca.

Zespół napędowy

Silnik gwiazdowy M-82A o mocy startowej 1268 kW (na wysokości 6500 m moc 992 kW). Śmigło AW5-127 o średnicy 3,0 m. W samolocie I-211 ulepszony wariant silnika ASz-82F o mocy, odpowiednio, 1380 i 1067 kW.



I-211

Uzbrojenie

Pierwszy egzemplarz MiG-9M-82 uzbrojony w 3 km UBS i 2 km SzKAS umieszczone symetrycznie, pozostałe egzemplarze — tylko 3 UBS (po 200 naboi na każdy). Celownik PBP-1A. I-211 — dwa działka SzWAK.

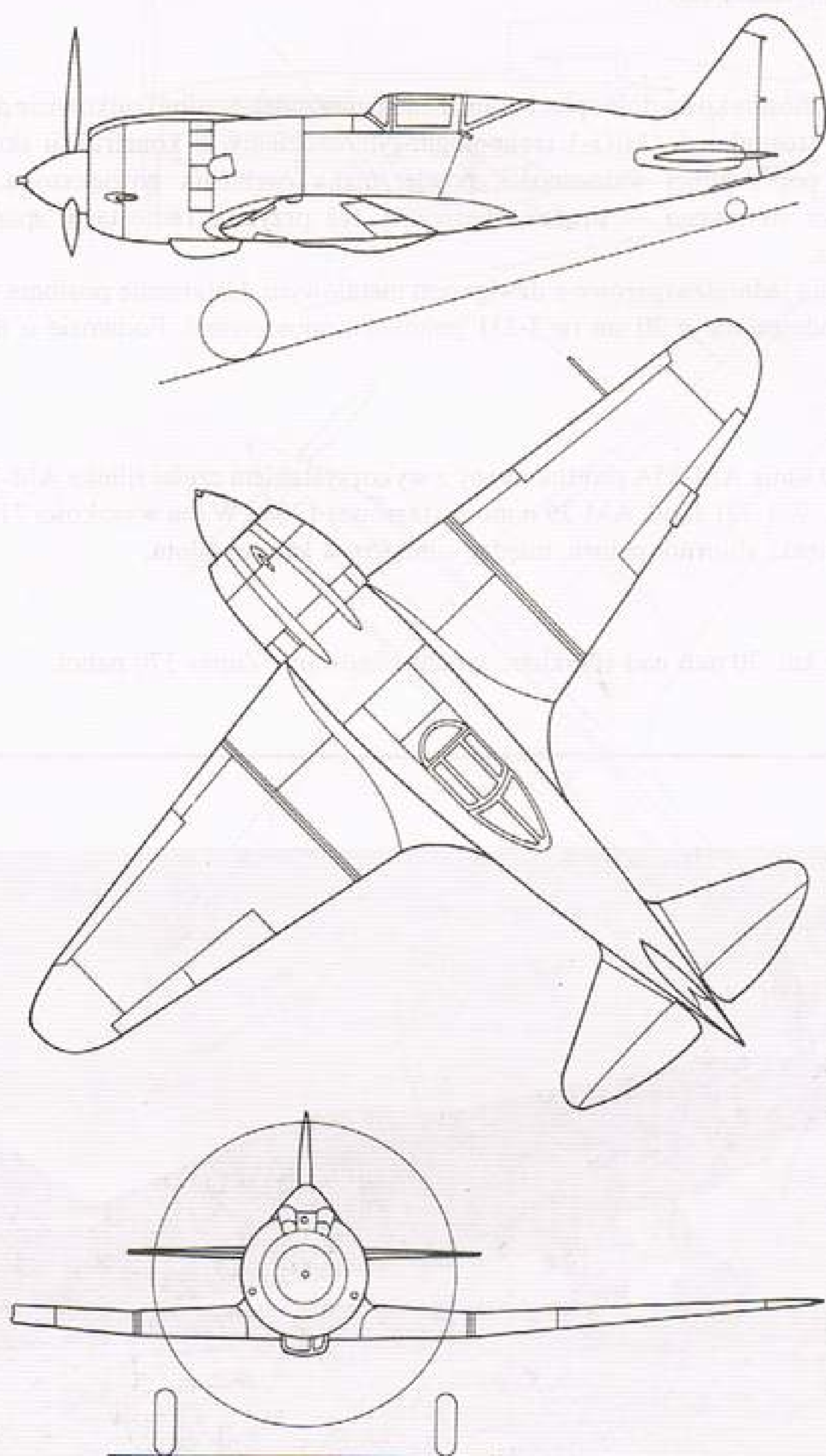
Wyposażenie

W samolocie MiG-9M-82: radiostacja RSI-4, urządzenie tlenowe KPA-3bis, kompas KI-10, wysokościomierz dwuwskazówkowy do 10 000 m, wskaźnik prędkości do 800 km/h US-800, zakrętomierz „Pionier", wariometr War-30, rakietnica KP-3, akumulator 12A-5, prądnica GS-350F itd.

DANE SAMOLOTÓW MiG-9M-82 ORAZ I-211

Samolot	MiG-9M-82*)	I-211
Długość [m]	8,0775	7,95*
Rozpiętość [m]	10,2	10,2
Powierzchnia nośna [m²]	17,44	17,44
Masa własna [kg]	2720	2590
Masa paliwa [kg]	463	385
Masa startowa [kg]	3382	3100
Prędkość maksymalna nad ziemią [km/h]	475	
Prędkość maksymalna [km/h] / na wysokości [km]	565 / 6,15	670 / 7
Pułap praktyczny [m]	8700	11 300
Czas wznoszenia na wysokość 5000 m [min]	6,7	4,0
Zasięg [km]		1140
Prędkość lądowania [km/h]	146	
Długość rozbiegu [m]	410	
Długość dobiegu [m]	535	

*) Dane z prób państwowych egzemplarza MiG-9M-82-02.



MiG-9M-82

I-230, I-231

Samolot myśliwski wysokościowy, bezpośrednia kontynuacja MiG-3. I-230 zbudowany w kilku egzemplarzach w roku 1943 (inne nazwy: samolot D, MiG-3U, od: ułuczszennyj). Jego rozwinięcie to doświadczalny I-231 (2D).

Płatowiec

Jednomiejscowy jednosilnikowy dolnopłat o konstrukcji mieszanej. Kadłub całkowicie drewniany o uproszczonej w stosunku do MiG-3 technologii. Nierozdzielny, o konstrukcji skorupowej. Kabina pilota o poprawionej widoczności, powierzchnia oszklenia powiększona. Zamiast klasycznego drążka sterowego — drążek mieszczący też przycisk radiostacji, spust działek i dźwignię hamulca.

Skrzydła jednodźwigarowe z dźwigarem metalowym. Usterzenie poziome w porównaniu z MiG-3 podniesione o 20 cm (w I-231 ponownie opuszczone). Podwozie o ulepszonej konstrukcji.

Zespół napędowy

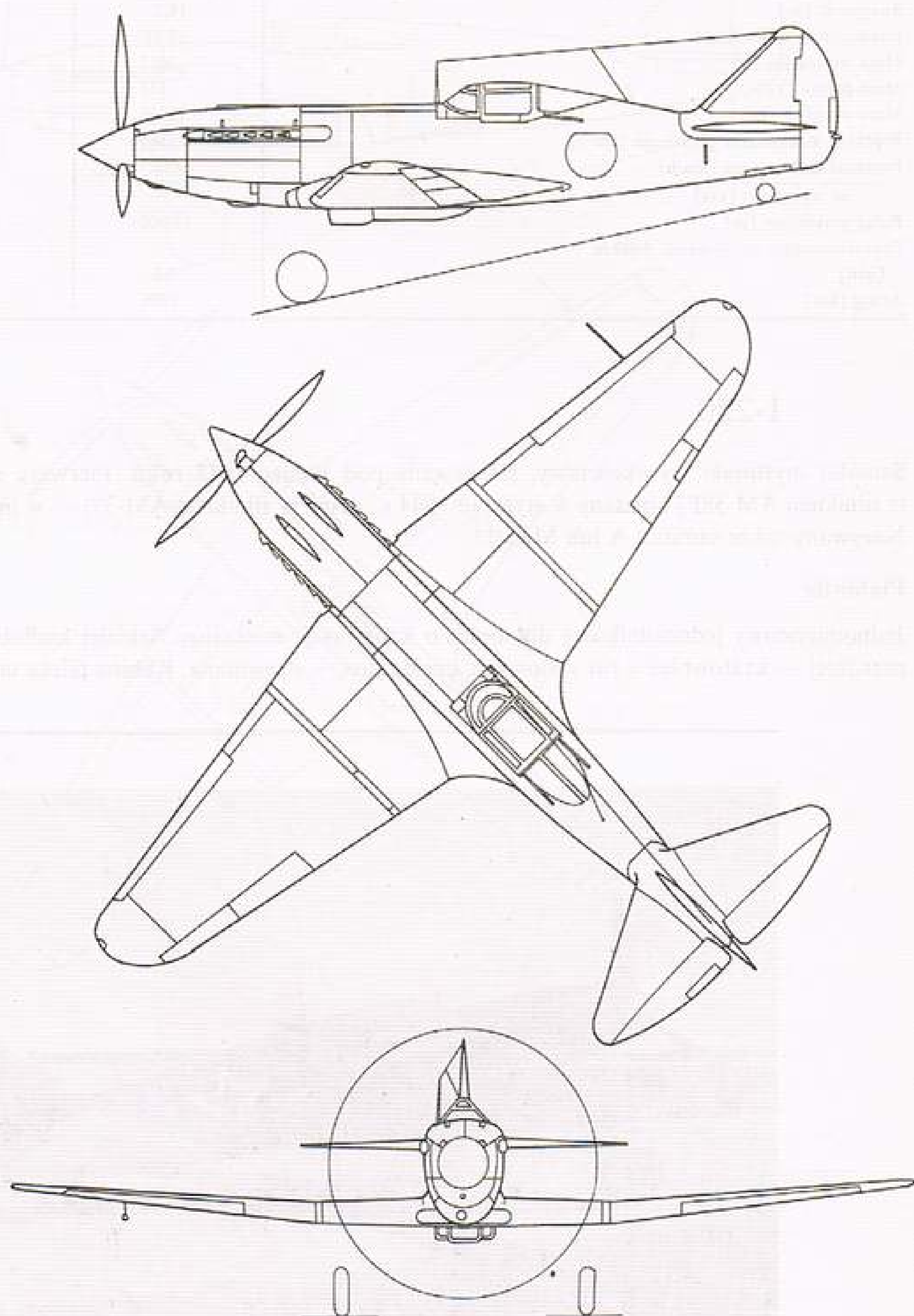
W samolocie I-230 silnik AM-35A produkowany z wykorzystaniem części silnika AM-38F. Moc startowa 1007 kW. W I-231 silnik AM-39 o mocy startowej 1268 kW (na wysokości 7100 m moc 970 kW). Jeden miękki zbiornik paliwa, między silnikiem a kabiną pilota.

Uzbrojenie

2 działka SzWAK kal. 20 mm nad silnikiem, synchronizowane. Zapas 370 naboi.



I-230



I-230

Samolot	I-230	I-231
Długość [m]	8,62	8,62
Rozpiętość [m]	10,2	10,2
Powierzchnia nośna [m²]	17,44	17,44
Masa własna [kg]	2612	2700
Masa paliwa [kg]	324	333
Masa startowa [kg]	3260	3287
Prędkość maksymalna przy ziemi [km/h]	505	
Prędkość maksymalna [km/h] / na wysokości [km]	656 / 7	707 / 7,1
Pułap praktyczny [m]	11 900	11 400
Czas wznoszenia na wysokość 5000 m [min]	5,2	4,5
Zasięg [km]	1300	1350

I-220

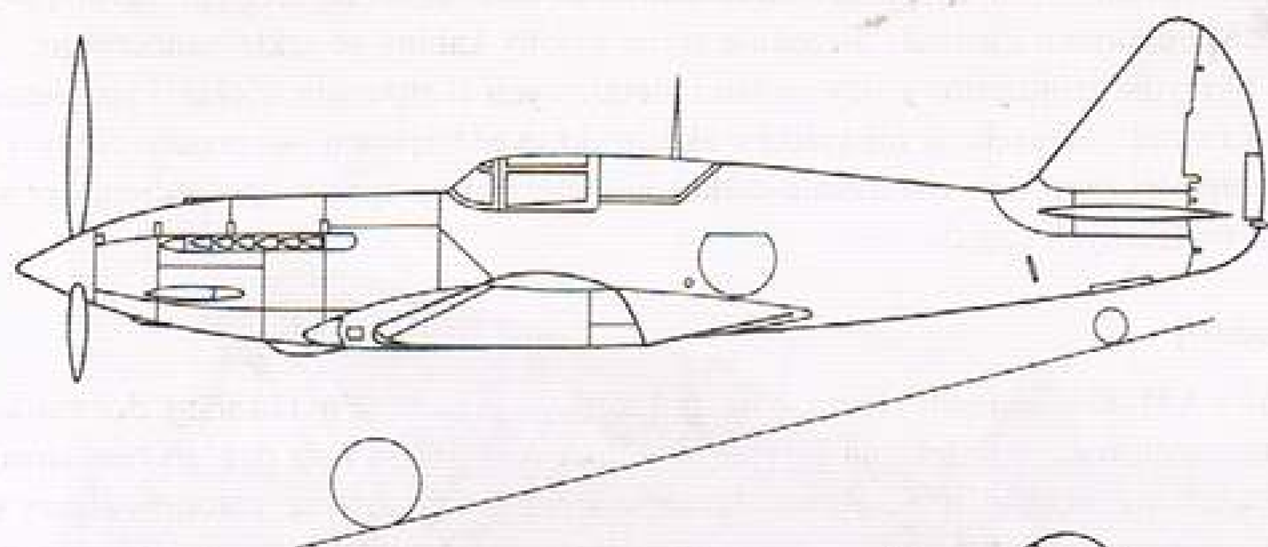
Samolot myśliwski wysokościowy, zbudowany pod koniec 1942 roku. Pierwszy egzemplarz (z silnikiem AM-38F) oblatany w styczniu 1944 r., drugi (z silnikiem AM-39) — w lipcu 1943 r. Nazywany także samolot A lub MiG-11.

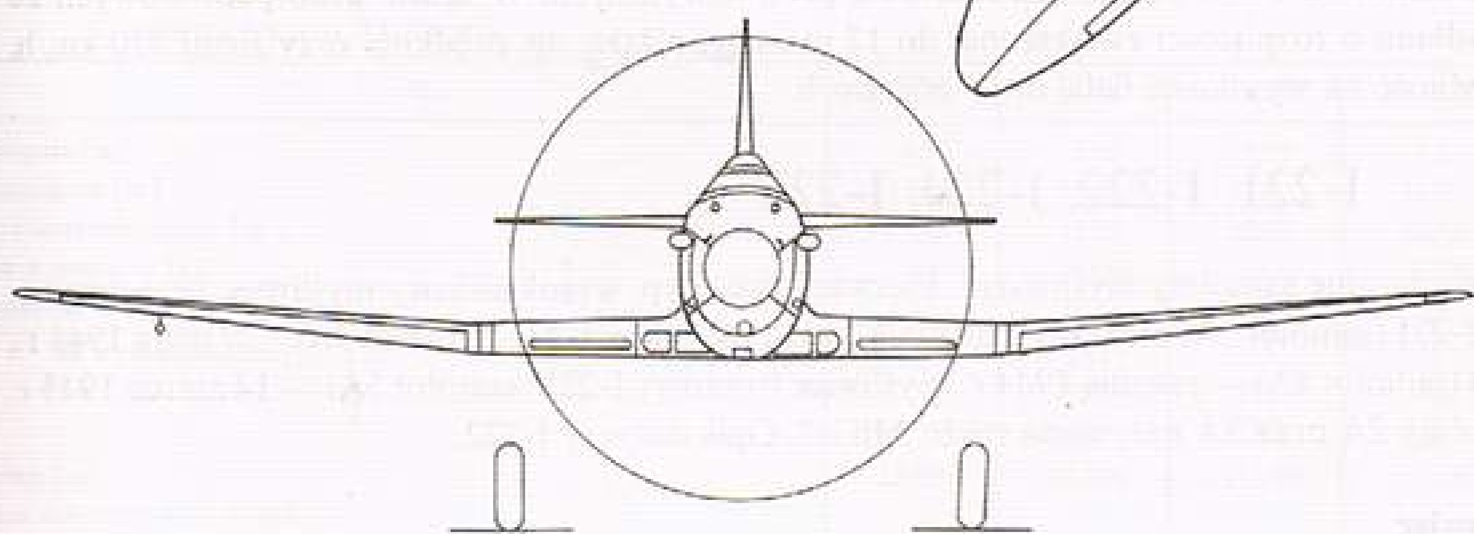
Płatowiec

Jednomiejscowy jednosilnikowy dolnopłat o konstrukcji mieszanej. Szkielet kadłuba w części przedniej — kratownica z rur stalowych, część tylna — drewniana. Kabina pilota umieszczona



I-220 z silnikiem AM-39





I-220 z silnikiem AM-39

w środku ciężkości samolotu, bezpośrednio za silnikiem, oddzielona od niego przegrodą przeciwpożarową (duraluminium i azbest). Przednia szyba osłony kabiny ze szkła pancernego.

Skrzydła trójdzielne z dźwigarami metalowymi o znacznie większej rozpiętości niż w MiG-3. Krawędź natarcia o niewielkim skosie, krawędź spływu — prosta. Sloty i klapy na całej rozpiętości skrzydeł. Usterzenie całkowicie metalowe, w celu uproszczenia produkcji budowane z rozłącznych części.

Zespół napędowy

Silnik rzędowy AM-39 chłodzony cieczą, o mocy 1268 kW. Ponieważ był to silnik doświadczalny, przewidziano możliwość montowania seryjnego silnika AM-38F. Przez pewien czas stosowany także doświadczalny silnik AM-37. Rozmieszczenie chwytów powietrza, chłodnic cieczy i oleju zgodne z wymogami aerodynamiki — w centropłacie. Zbiornik paliwa w kadłubie miękki, umieszczony za kabiną pilota, dwa miękkie zbiorniki w zewnętrznych częściach skrzydeł.

Uzbrojenie

4 działka SzWAK kal. 20 mm i 600 naboi. Pierwszy egzemplarz (z silnikiem AM-38F) — 2 działka.

Dane samolotu I-220 z silnikiem AM-39 (w nawiasie z silnikiem AM-38F)

Długość	9,50 m
Rozpiętość	11,0 m
Powierzchnia nośna	20,44 m^2
Masa paliwa	346 kg
Masa startowa	3730 kg (3574 kg)
Prędkość maksymalna przy ziemi	571 km/h (572 km/h)
Prędkość maksymalna	697 km/h na wysokości 7800 m (652 km/h na wysokości 2600 m)
Pułap praktyczny	11 000 m (9500 m)
Czas wznoszenia na wysokość 5000 m	4,5 min (4,6 m)
Zasięg maksymalny	630 km (960 km)

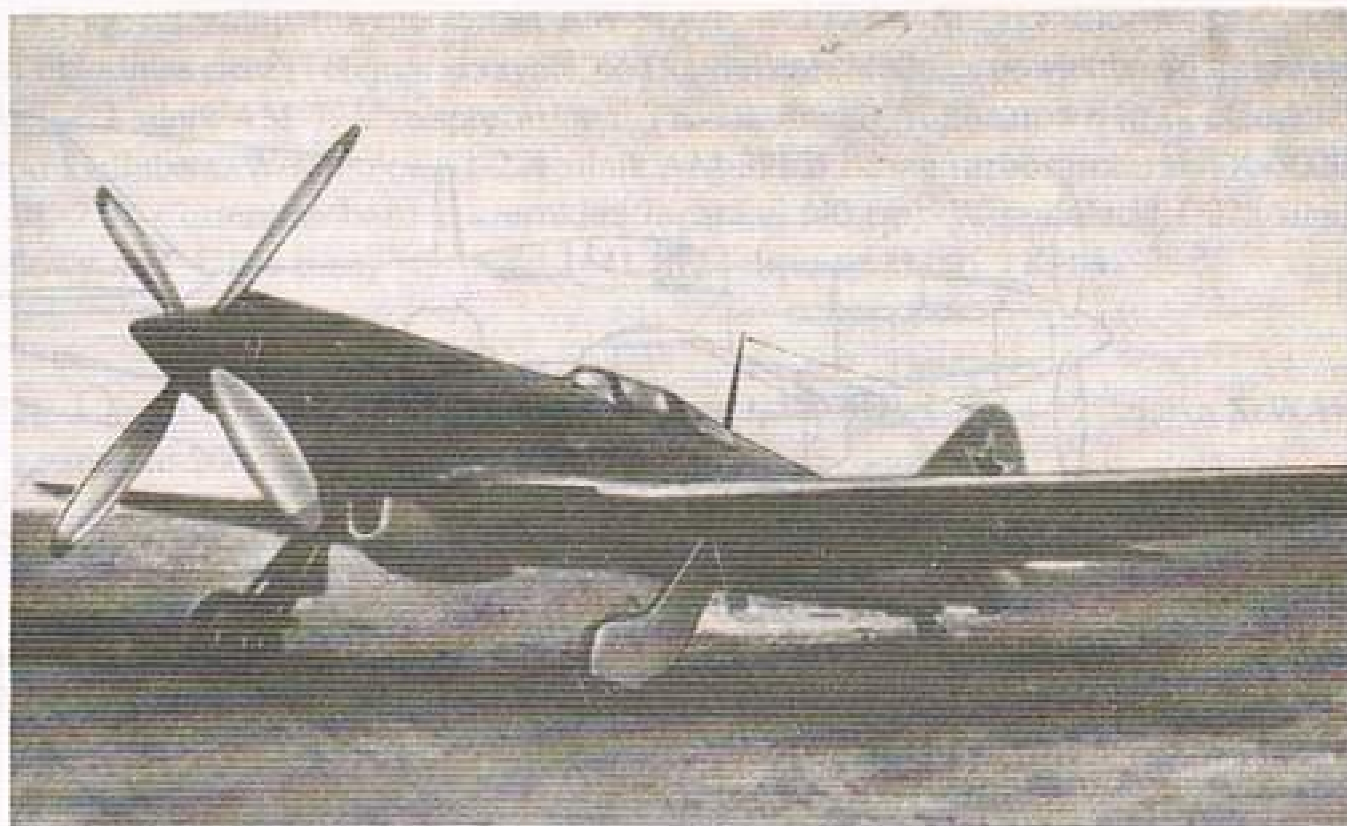
Dane samolotu I-220 z silnikiem AM-39 z prób fabrycznych. W czasie prób państwowych ze skrzydłami o rozpiętości zwiększonej do 12 m osiągi niższe, np. prędkość przy ziemi 550 km/h, a prędkość na wysokości 6800 m — 668 km/h.

I-221, I-222, I-224, I-225

Doświadczalne samoloty myśliwskie. Pierwszy prototyp, wysokościowy myśliwiec przechwytujący I-221 (samolot 2A) oblatany 2 grudnia 1943 r., kolejne: I-222 (samolot 3A) — 7 maja 1944 r., I-224 (samolot 4A) — jesienią 1944 r., myśliwiec frontowy I-225 (samolot 5A) — 14 marca 1945 r. Samoloty 2A oraz 3A nazywano także MiG-7. Opis dotyczy I-222.

Płatowiec

Jednomiejscowy jednosilnikowy dolnopłat o konstrukcji mieszanej. Tylna część kadłuba i zewnętrzne części skrzydeł drewniane. Powierzchnia przekroju kadłuba 1,0 m^2, wraz z kabiną



I-222

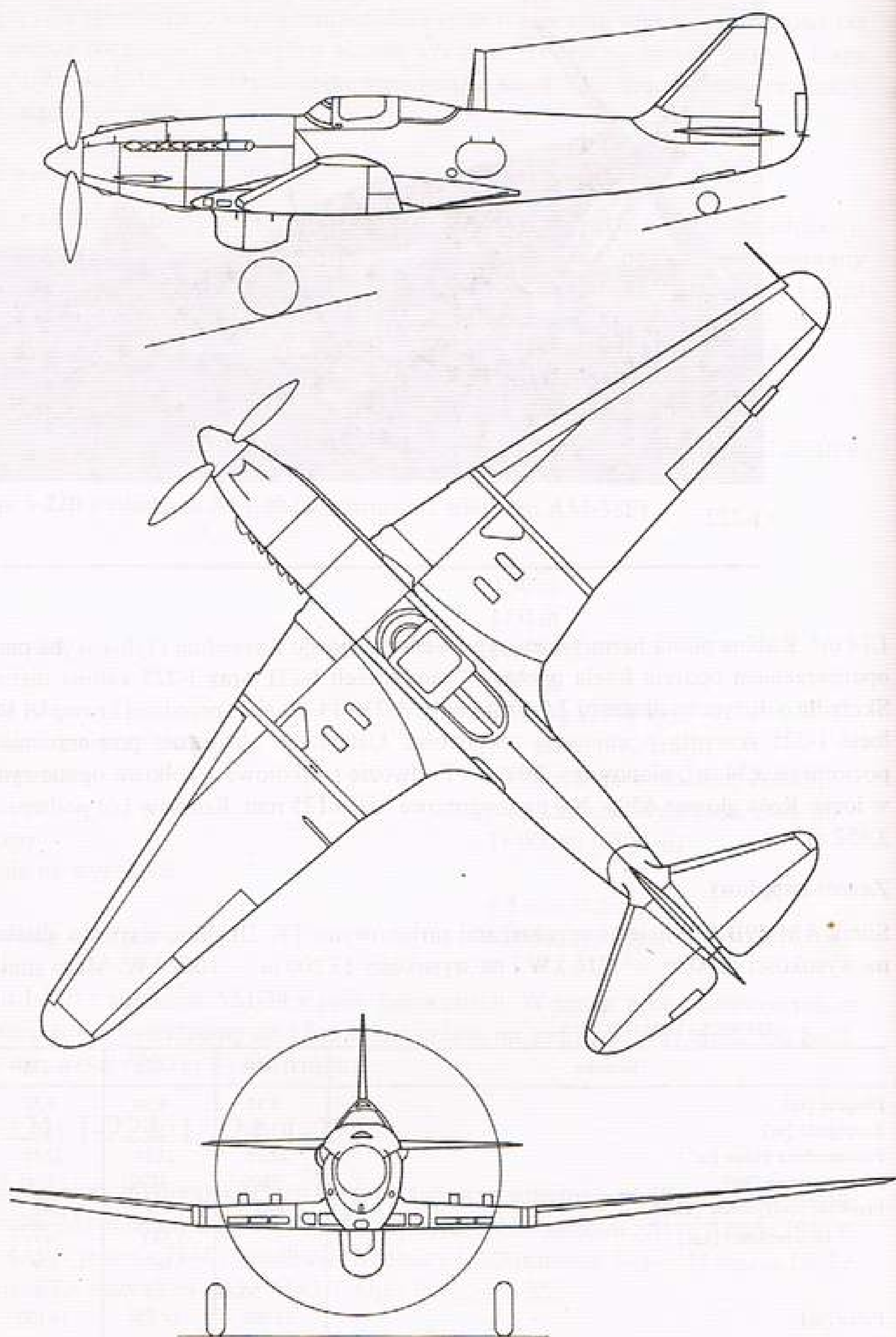
1,14 m^2. Kabina pilota hermetyczna typu wentylacyjnego z przednią i tylną szybą pancerną oraz opancerzeniem oparcia fotela pilota. W samolotach I-221 oraz I-225 kabina niehermetyczna. Skrzydła o dużym wydłużeniu 7,5, profil NACA 230-14-10, skos przedniej krawędzi 14°. W samolocie I-225 skrzydła o mniejszej rozpiętości. Usterzenie klasyczne; powierzchnia usterzenia poziomego 3,34 m^2, pionowego 2,01 m^2. Podwozie trójkołowe z kółkiem ogonowym, wciągane w locie. Koła główne 650 × 200 mm, ogonowe 350 × 125 mm. Rozstaw kół podwozia głównego 3,652 m.

Zespół napędowy

Silnik AM-39B-1 z dwiema sprężarkami turbinowymi TK-2B. Moc startowa silnika 1417 kW, na wysokości 6500 m — 1216 kW i na wysokości 13 200 m — 1067 kW. Masa silnika 1043 kg,

DANE SAMOLOTÓW A

Samolot	I-221	I-222	I-224	I-225
Długość [m]	9,55	9,60	9,50	9,51
Rozpiętość [m]	13,0	13,0	13,0	11,0
Powierzchnia nośna [m^2]	22,38	22,38	22,38	20,44
Masa startowa [kg]	3800	3790	3745	3978
Prędkość maksymalna [km/h]	690	691	693	726
na wysokości [km]	7	13,1	13	10
		682	574	560
		6,7	0	0
Pułap [m]	13 000	14 500	14 100	12 600
Czas wznoszenia na wysokość 5000 m [min]	4,6	5,5	4,8	4,0
Zasięg [km]	1000	1000	1400	1300
Prędkość lądowania [km/h]		169		



I-224

sprężarki — 85 kg, czterołopatowego śmigła AW-9Ł-26 — 190 kg. Miękki zbiornik paliwa za kabiną pilota, chłodnica cieczy i oleju w skrzydle, pod kadłubem chłodnica powietrza do sprężarki. W samolocie I-221 silnik AM-39A ze sprężarkami TK-2B, śmigło trójłopatowe, brak chłodnicy powietrza pod kadłubem. W samolocie I-224 silnik AM-39FB i dwie turbosprężarki TK-300B, śmigło AW-9Ł-22B z czterema bardzo szerokimi łopatami (40 cm). W samolocie I-225 silnik niewysokościowy AM-42B o mocy startowej 1641 kW i dwie sprężarki TK-1A.

Uzbrojenie

Samolot I-221 — 1 km UB oraz 2 km SzKAS. Samoloty I-222 oraz I-224 — 2 działka SzWAK kal. 20 mm z zapasem 200 naboi, samolot I-225 — 4 działka.

I-250

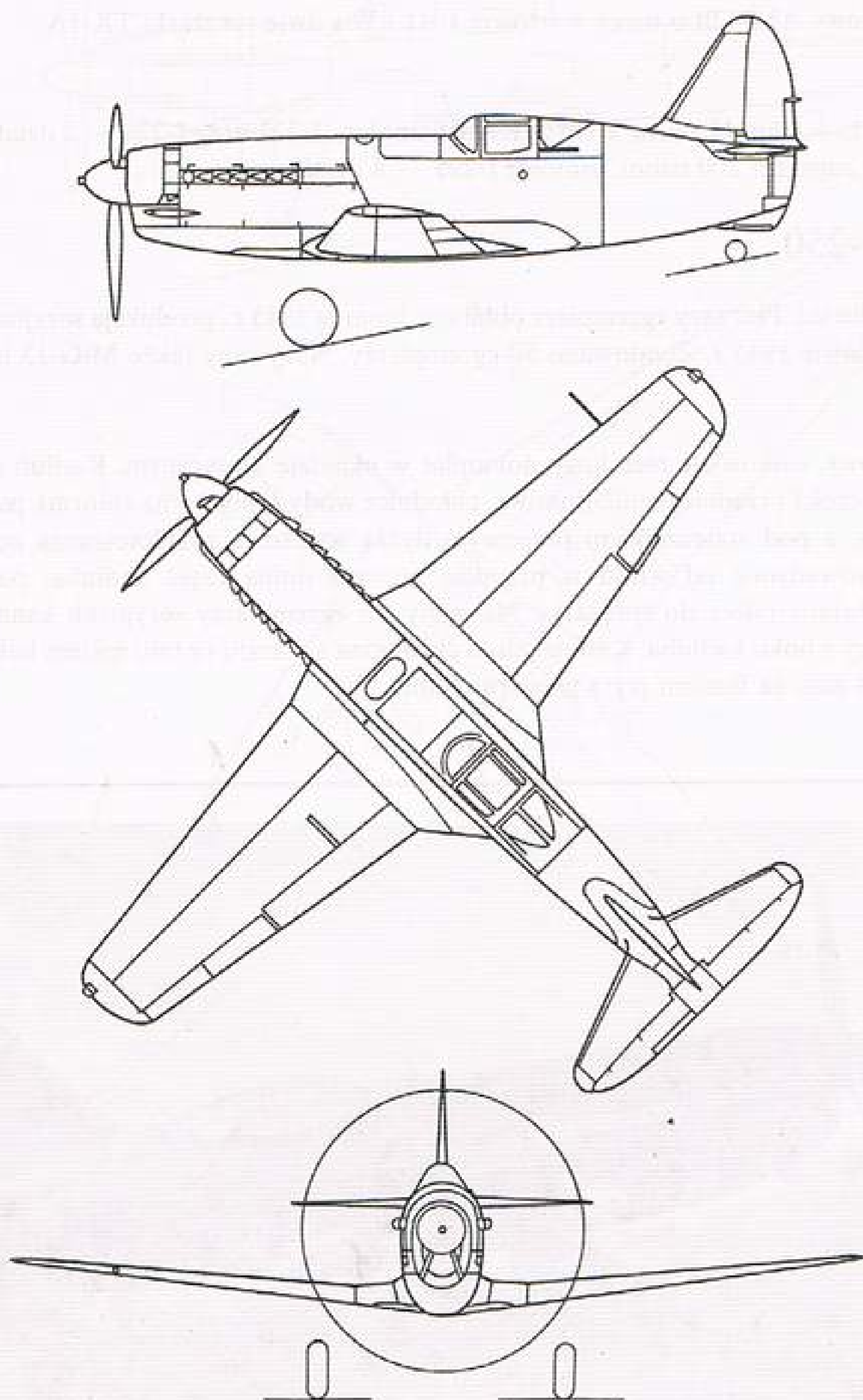
Samolot myśliwski. Pierwszy egzemplarz oblatany 3 marca 1945 r., produkcja seryjna rozpoczęta w drugiej połowie 1945 r. Zbudowano 50 egzemplarzy. Nazywany także MiG-13 lub N.

Płatowiec

Jednomiejscowy, całkowicie metalowy dolnopłat w układzie klasycznym. Kadłub o przekroju owalnym. W części przedniej silnik tłokowy, chłodnice wody i oleju oraz zbiornik paliwa. Z tyłu kabina pilota, a pod statecznikiem pionowym dysza wylotowa przyśpieszacza odrzutowego. Powietrze prowadzone od wlotu w przodzie poprzez dolną część kadłuba, pod silnikiem tłokowym i kabiną pilota do sprężarki. Na jednym z egzemplarzy seryjnych kanał powietrza poprowadzony z boku kadłuba. Kabina pilota chroniona z przodu i z tyłu szkłem kuloodpornym o grubości 64 mm, za fotelem płyta pancerna 8 mm.



I-250-02



I-250-01

Skrzydła dwudźwigarowe ze wzniosem +3,5°. Profil w nasadzie skrzydeł CAGI 1A10, na końcach 1W10 o większej grubości względnej. Kształt skrzydeł trapezowy z rozszerzeniem przy kadłubie. Klapy i lotki zwykłe. Skrzydła mocowane do kadłuba w 4 punktach.

Usterzenie pionowe stopniowo powiększane w trakcie prób (na pierwszym egzemplarzu, I-250-01, stosunkowo najmniejsze, w samolotach seryjnych — największe).

Podwozie wciągane, z kółkiem ogonowym. Koła główne 650 × 200 mm wciągane za pomocą mechanizmu hydraulicznego w skrzydła (w kierunku do wewnątrz). Kółko ogonowe 300 × 125 mm wciągane do owiewki pod tylną częścią kadłuba. Pokrywy podwozia zamykane także przy wysuniętych goleniach, co zabezpieczało mechanizmy przed dostaniem się zanieczyszczeń podczas działań z lotnisk gruntowych.

Zespół napędowy

Silnik kombinowany WK-107R, składający się z przerobionego silnika tłokowego (chłodzonego cieczą, 12-cylindrowego) WK-107A oraz silnika odrzutowego WRDK (wozduszno-rieaktiwnyj dwigatiel kompriessornyj), nazywanego także popularnie przyśpieszaczem Chołszczewnikowa. Śmigło trójłopatowe o małej średnicy; dysza wylotowa silnika odrzutowego o regulowanej powierzchni przekroju poprzecznego. Moc startowa silnika tłokowego 1230 kW, na wysokości 7000 m — 1081 kW. Ciąg silnika odrzutowego na wysokości 7000 m i przy prędkości 820 km/h — 4,3 kN, łącznie przeliczeniowa moc zespołu napędowego 2088 kW. Oba silniki pracujące na wspólnym paliwie, benzynie lotniczej — B-78. Zapas paliwa w ilości 780 dm³ umieszczony w jednym kadłubowym i sześciu skrzydłowych zbiornikach.

Uzbrojenie

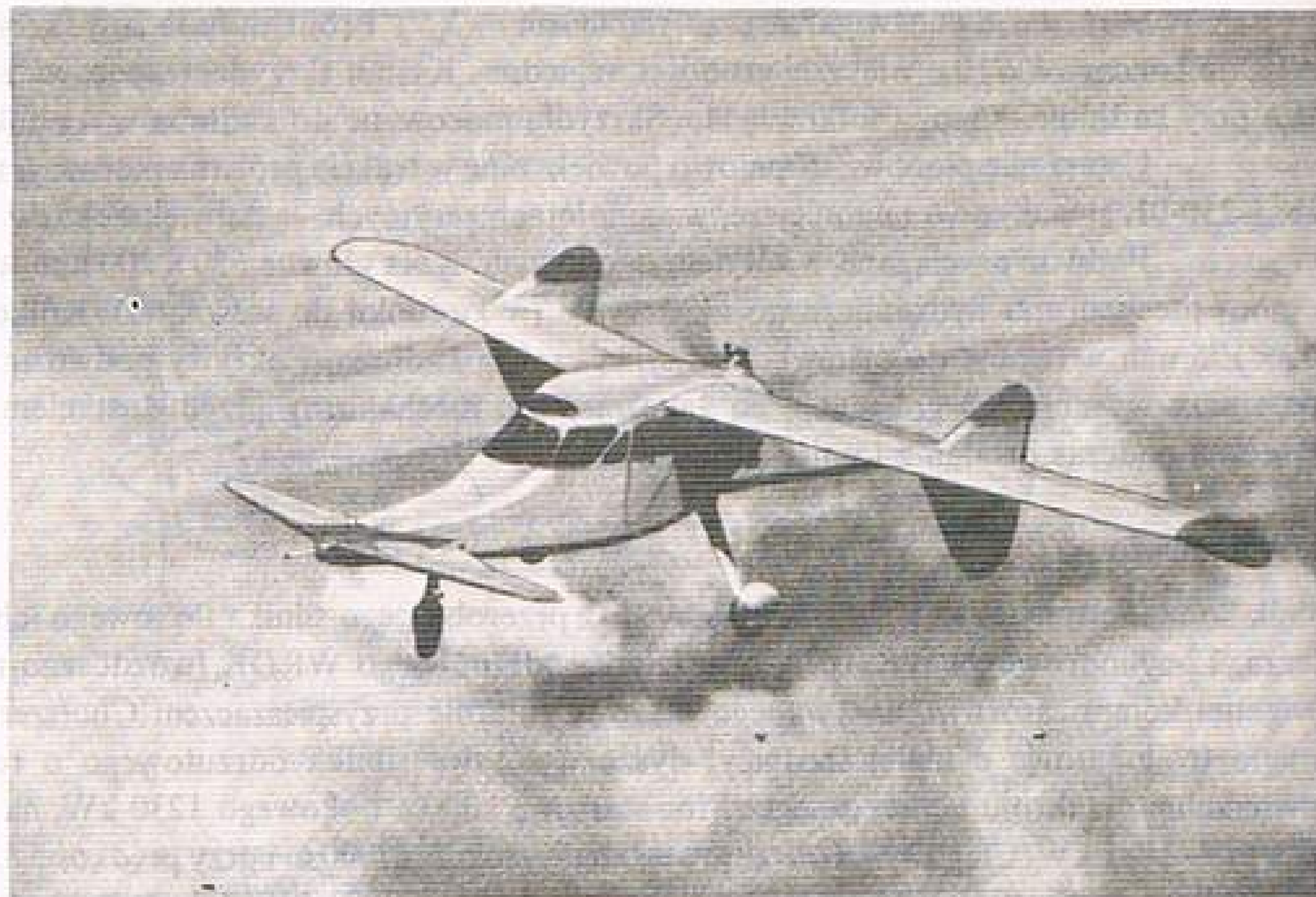
W pierwszych egzemplarzach działko kal. 20 mm strzelające przez piastę śmigła oraz dwa synchronizowane km kal. 12,7 mm po bokach przedniej części kadłuba. Karabiny maszynowe zastąpiono następnie działkami, a ostateczny wariant uzbrojenia to 4 działka B-20 kal. 20 mm. Celownik optyczny, kolimatorowy.

Dane pierwszego egzemplarza samolotu I-250 (w nawiasie osiągi z wyłączonym przyśpieszaczem)

Długość	8,185 m
Rozpiętość	9,50 m
Powierzchnia nośna	15 m²
Masa własna	2935 kg
Masa startowa	3680 kg
Prędkość maksymalna na wysokości 7800 m	825 km/h (677 km/h)
Pułap	11 900 m (10 500 m)
Czas wznoszenia na wysokość 5000 m	3,9 min (4,6 min)
Zasięg	— (1818 km)

„Utka"

Samolot eksperymentalny do badania układu „kaczka", skrzydeł skośnych i trójkołowego podwozia z kołem przednim. Później użytkowany jako dyspozycyjny. Zbudowany w jednym egzemplarzu, oblatany pod koniec roku 1945. Próby zakładowe trwały do lata 1946 r. Nazywany także MiG-8.



„Utka" w końcowej postaci

Płatowiec

Całkowicie drewniany górnopłat z zastrzałami, w układzie „kaczka". Kadłub o konstrukcji półskorupowej, szkielet z sosny, pokrycie sklejkowe. Część przednia wydłużona, o małym przekroju. Część tylna płynnie przechodząca w obudowę silnika i kończąca się kołpakiem śmigła. Kabina trzymiejscowa (pilot i dwóch pasażerów), zakryta. Drzwi wejściowe z lewej strony kadłuba. Dzięki układowi samolotu widoczność z kabiny doskonała. Tablica przyrządów typowa, przejęta z samolotu Po-2.

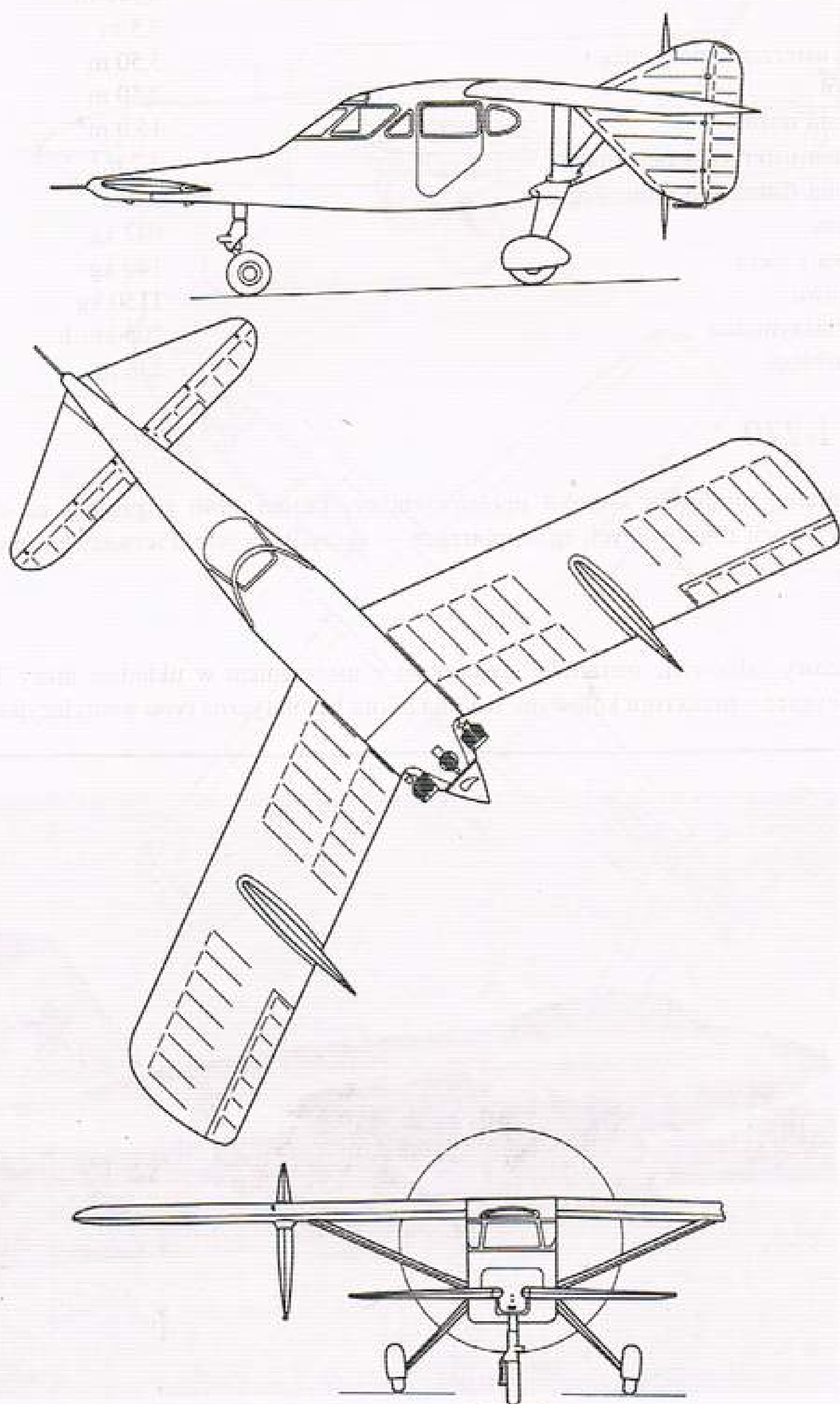
Skrzydła drewniane, kryte płótnem, dwudźwigarowe. Skos 20°, stała cięciwa o długości 1,58 m, profil Clark YH o grubości 12%. Początkowo skrzydła bez wzniosu, następnie wznios ujemny −1°, potem −2°, a także zagięte ku dołowi końcówki skrzydeł. Przy końcach skrzydeł sloty ze stałą szczeliną, w trakcie prób usunięte. Lotki o szkielecie duralowym, kryte płótnem.

Usterzenie poziome z przodu samolotu, kąt natarcia 3°. Usterzenie pionowe — dwie trójkątne płyty na skrzydłach (początkowo na ich końcach, następnie przeniesione do połowy długości). Wychylenie steru wysokości ±25°. Stateczniki drewniane, stery duraluminiowe, całość kryta płótnem.

Podwozie stałe, trójkołowe z kołem przednim o rozmiarach 300 × 150 mm i kołami głównymi 500 × 150 mm. Zimą przewidywane zakładanie nart. Amortyzacja olejowo-powietrzna. Koła główne oprofilowane, wyposażone w hamulce pneumatyczne.

Zespół napędowy

Silnik gwiazdowy 5-cylindrowy M-11F o mocy 82 kW, ze śmigłem pchającym o stałym skoku. Śmigło drewniane, dwułopatowe, o długości 2,35 m. Dwa duraluminiowe zbiorniki paliwa w nasadach skrzydeł.



„Utka" po pierwszych przeróbkach

Dane samolotu „Utka"

Długość	6,995 m
Rozpiętość	9,5 m
Rozpiętość usterzenia poziomego	3,50 m
Rozstaw kół	2,50 m
Powierzchnia nośna	15,0 m²
Powierzchnia usterzenia poziomego	2,7 m²
Powierzchnia usterzenia pionowego	3,0 m²
Masa własna	642 kg
Masa paliwa i oleju	140 kg
Masa startowa	1150 kg
Prędkość maksymalna	205 km/h
Długość rozbiegu	238 m

I-270

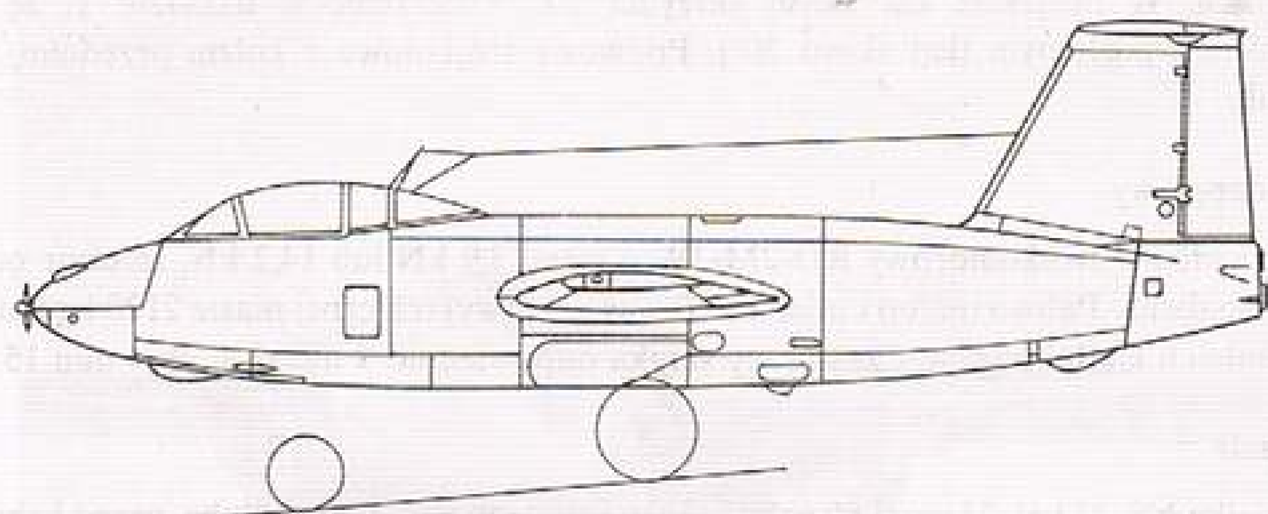
Eksperymentalny myśliwski samolot przechwytujący. Latem 1946 r. projekt ze skrzydłami skośnymi, w dwóch zbudowanych egzemplarzach — skrzydła proste. Pierwszy lot latem 1947 r. Inna nazwa — samolot Ż.

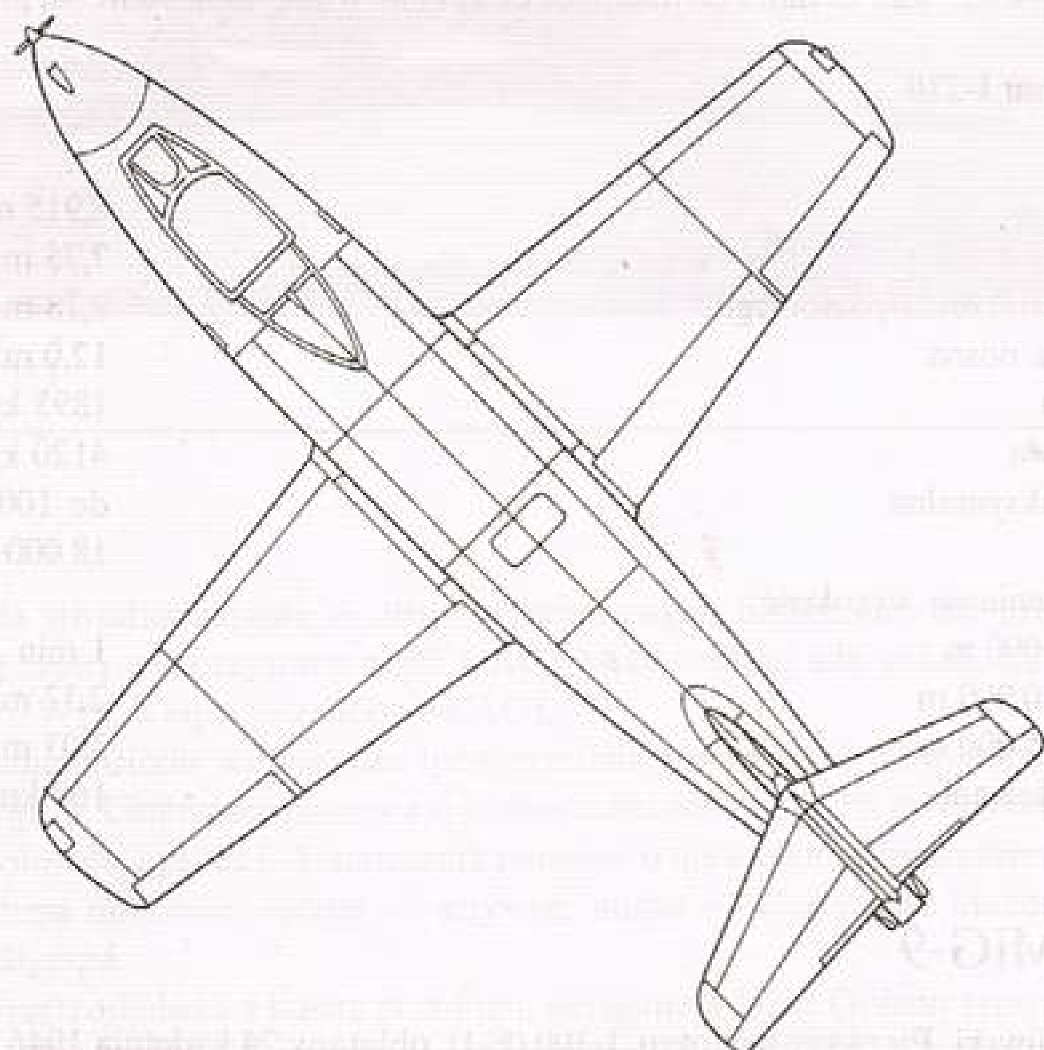
Płatowiec

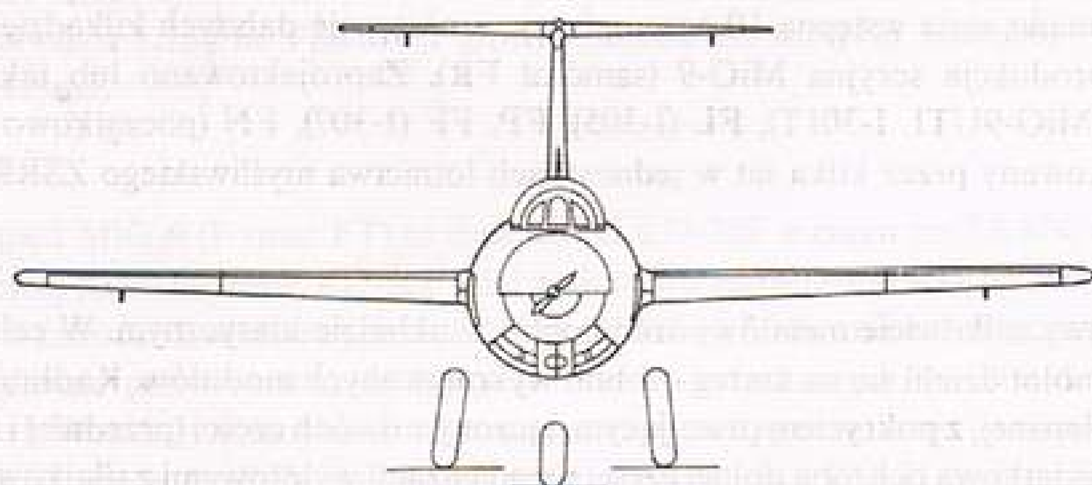
Jednomiejscowy całkowicie metalowy średniopłat z usterzeniem w układzie litery T. Kadłub w kształcie cygara o przekroju kołowym. Kabina pilota hermetyczna typu wentylacyjnego. Przed



I-270







I-270

kabiną płyta pancerna 8 mm. Skrzydła trapezowe, cienkie o niewielkim wydłużeniu i profilu laminarnym. W projekcie kąt skosu skrzydeł 20°. Usterzenie w układzie T, ze skośnym statecznikiem poziomym (kąt skosu 20°). Podwozie trójkołowe z kołem przednim, wciągane w kadłub.

Zespół napędowy

Silnik rakietowy dwukomorowy RD-2M-3W o ciągu 3,9 kN lub 14,2 kN, zależnie od rodzaju komory spalania. Paliwo (nafta) i utleniacz (kwas azotowy) o łącznej masie 2120 kg umieszczone w zbiornikach kadłubowych. Czas pracy silnika odpowiednio 9 min 3 s lub 4 min 15 s.

Uzbrojenie

Dwa działka NS-23 kal. 23 mm i 80 naboi, umieszczone w przodzie kadłuba, przed kabiną pilota.

Dane samolotu I-270

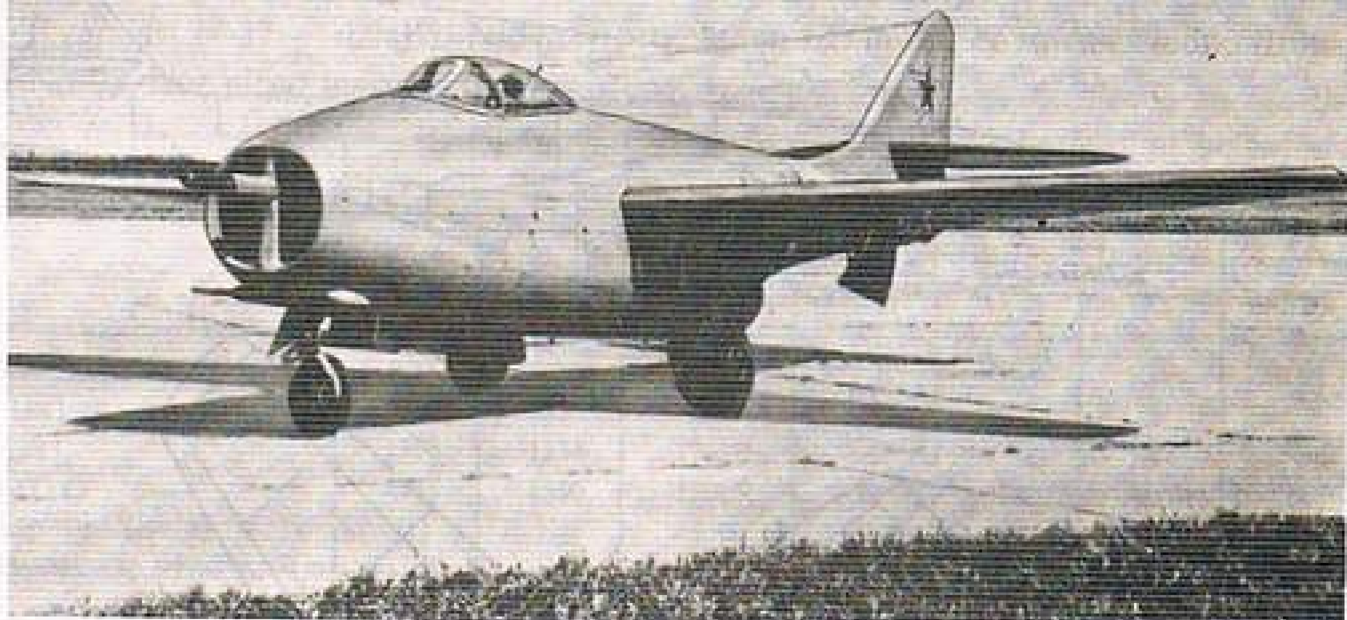
Długość	8,915 m
Rozpiętość	7,75 m
Rozpiętość usterzenia poziomego	3,18 m
Powierzchnia nośna	12,0 m²
Masa własna	1893 kg
Masa startowa	4120 kg
Prędkość maksymalna	do 1000 km/h
Pułap	18 000 m
Czas wznoszenia na wysokość:	
5000 m	1 min
10 000 m	2,37 min
15 000 m	3,03 min
Prędkość lądowania	168 km/h

MiG-9

Samolot myśliwski. Pierwszy prototyp, I-300 (F-1), oblatany 24 kwietnia 1946 r. Latem i jesienią 1946 r. wykonano serię wstępną 10 egzemplarzy, a następnie dalszych kilkadziesiąt. W 1947 r. rozpoczęta produkcja seryjna MiG-9 (samolot FR). Zaprojektowano lub także zbudowano wersje: FT (MiG-9UTI, I-301T), FL (I-305), FP, FF (I-307), FN (początkowo oznaczany też I-320). Użytkowany przez kilka lat w jednostkach lotnictwa myśliwskiego ZSRR.

Płatowiec

Jednomiejscowy całkowicie metalowy średniopłat w układzie klasycznym. W celu uproszczenia produkcji samolot dzielił się na szereg osobno wykonywanych modułów. Kadłub półskorupowy konstrukcji klepanej, z pokryciem pracującym, łączony z dwóch części (przedniej i tylnej). Kadłub duralowy z dodatkową ochroną dolnej części przed gazami wylotowymi z silników przez ekran ze stali żaroodpornej (prześwit między pokryciem kadłuba a osłoną ok. 15 mm). Kabina pilota zwykła, jedynie na ostatnich MiG-9 hermetyczna z fotelem wyrzucanym. Osłona kabiny odsuwana do tyłu.



MiG-9 (F)

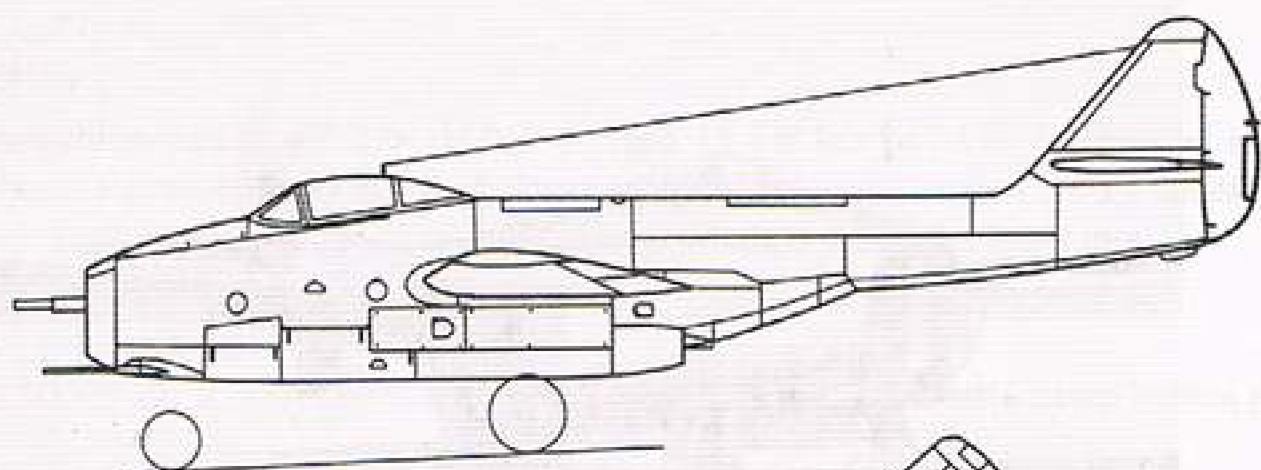
Skrzydła dwudźwigarowe o obrysie trapezowym, oddzielane tuż przy kadłubie. W przykadłubowej części wykorzystany profil CAGI 1A10 o małej sile nośnej, na końcach — profil nośny CAGI 1W10. Klapy szczelinowe CAGI.

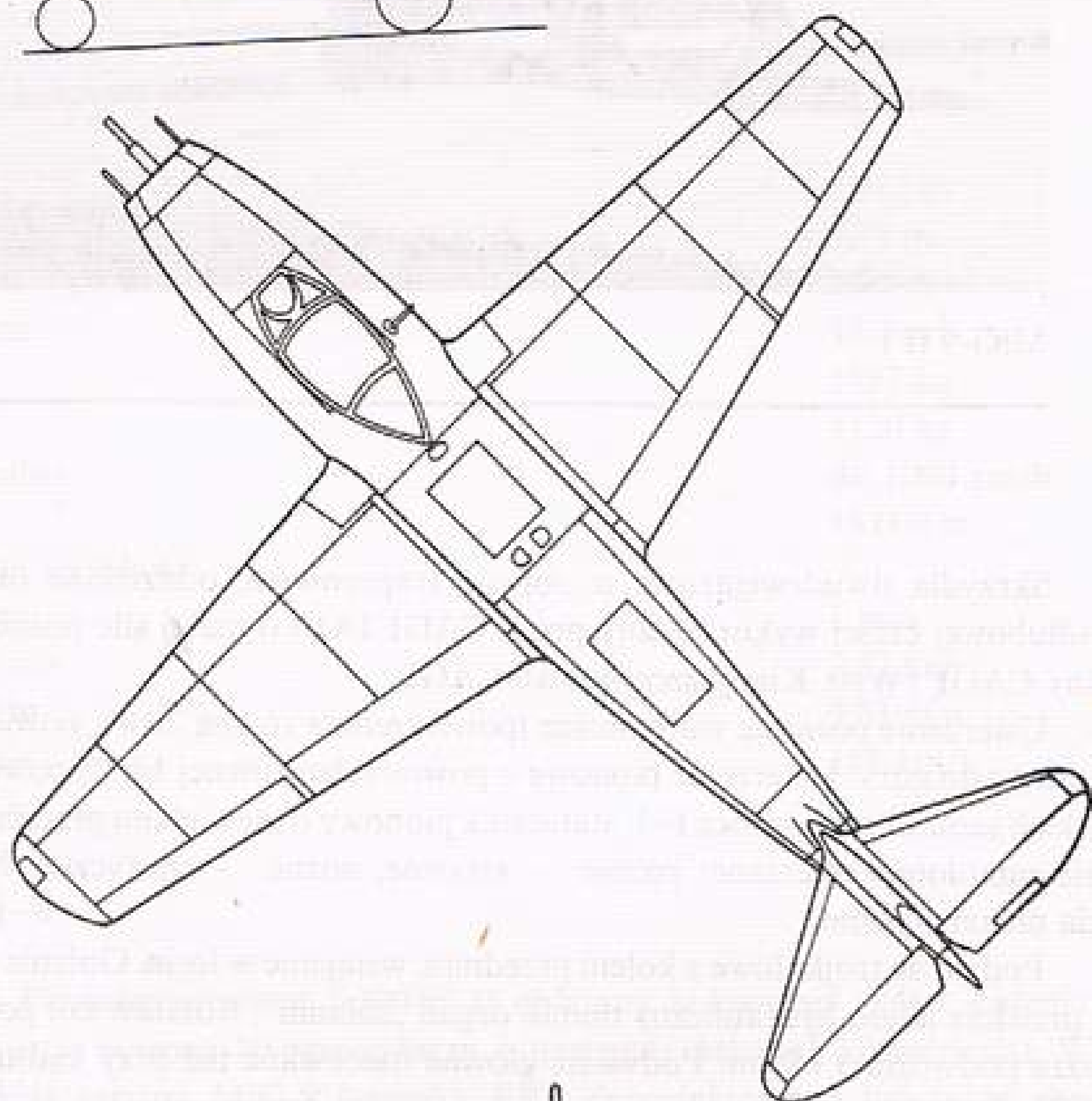
Usterzenie poziome wolnonośne (powierzchnia równa 20,6% powierzchni skrzydeł), lekko uniesione do góry. Usterzenie pionowe o powierzchni równej 14,7% powierzchni skrzydeł. Na wszystkich samolotach, oprócz F-1, statecznik pionowy o niewielkim przedłużeniu do przodu. Sterowanie samolotem mieszane: ręczne — sztywne, nożne — elastyczne. Mechanizmy klap i podwozia pneumatyczne.

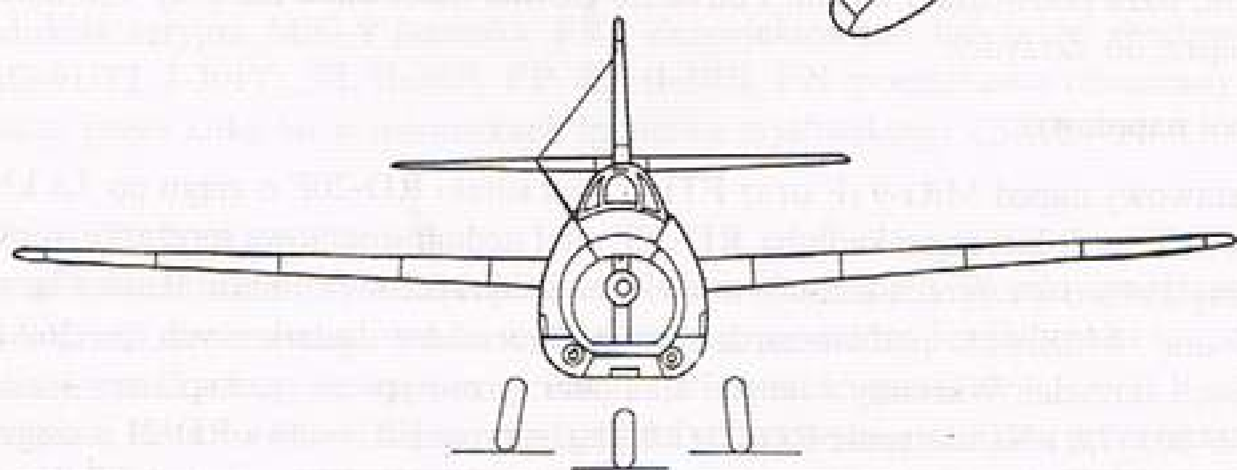
Podwozie trójkołowe z kołem przednim, wciągane w locie. Golenie typu wahaczowego. Koło przednie miało hydrauliczny tłumik drgań „shimmi". Rozstaw kół podwozia głównego 1,95 m, baza podwozia 3,155 m. Podwozie główne mocowane tuż przy kadłubie i składane na zewnątrz, do skrzydeł.

Zespół napędowy

Podstawowy napęd MiG-9 (F oraz FT) to dwa silniki RD-20F o ciągu po 7,8 kN, umieszczone obok siebie w dolnej części kadłuba. RD-20F miał siedmiostopniową sprężarkę osiową i pojedynczą turbinę. Paliwo w czterech kadłubowych i sześciu skrzydłowych zbiornikach o łącznej pojemności 1595 dm^3. Możliwość podwieszania dwóch zbiorników dodatkowych, po 260 dm^3 każdy, na końcach skrzydeł. Warianty z innymi silnikami: prototypowe egzemplarze — silniki zdobyczne BMW 003 (7,8 kN), następnie RD-20 (7,8 kN), seryjne FR — dwa RD-21 o ciągu 9,8 kN każdy, samolot FF — dwa RD-21F o ciągu 10,3 kN (projekt), FL — jeden TR-1 o ciągu 12,7 kN (zbudowany, lecz nie oblatany) oraz FN — jeden RR Nene-2 o ciągu 22,3 kN (budowy nie zakończono).







MiG-9 (F-1)

Uzbrojenie

Uzbrojenie standardowe MiG-9 — jedno działko N-37 (40 naboi) i dwa NS-23 (po 80 naboi). N-37 umieszczone na przegrodzie we wlocie powietrza, dwa NS-23 pod spodem przedniej części kadłuba (lufy wystające daleko przed kadłub). W wersji FR to samo uzbrojenie wmontowane w boki kadłuba, później N-37 zastąpiono dwoma NS-23. W zbudowanym w jednym egzemplarzu samolocie FP zamiast N-37 — działko N-57. W projektach FL oraz FN również jedno działko N-37 i dwa NS-23, lecz nieco inaczej rozmieszczone.

DANE SAMOLOTÓW MiG-9

Samolot	I-300 (F-1)	MiG-9 (F)	MiG-9 (F)	MiG-9UTI (FT)	MiG-9 (FR)	I-305**) (FL)	I-307**) (FF)
Długość kadłuba [m]	9,75	9,75	9,75	9,83	9,83	10,88	9,83
Masa własna [kg]	3420	3330	3540	3584	3570		
Masa paliwa [kg]	1378	1334	1762*)	847	1300	1300	
Masa startowa [kg]	4998	4860	5501*)	4762	5070	4600	5117
Prędkość maksymalna [km/h]	911	910	910	910	965	900	950
Prędkość maksymalna na wysokości 0 m [km/h]	864	860					
Pułap praktyczny [m]	13 500	13 000	12 800	13 000	13 000	13 100	13 000
Czas wznoszenia na wysokość 5000 m [min]	4,3	4,5	6,25*)	5,0	2,7	4,86	2,9
Zasięg [km]	800	800	1100*)			1140*)	1120*)
Długotrwałość lotu [h]	1,5	1,5	1,75*)	0,75	1,75*)		
Prędkość lądowania [km/h]	170	170	180	170	170		
Długość rozbiegu [m]	760				700		
Długość dobiegu [m]	1060	1060			1060		

Uwagi:

Dla wszystkich wersji rozpiętość 10,0 m, powierzchnia nośna 18,2 m², rozpiętość usterzenia poziomego 3,75 m, wysokość 3,225 m.

*) Ze zbiornikami dodatkowymi.

**) Dane obliczeniowe.

MiG-15

Samolot myśliwski. Pierwszy prototyp, I-310, oblatany 30 grudnia 1947 r. Od 1948 r. produkowany seryjnie, a następnie masowo. Podstawowe wersje rozwojowe to MiG-15bis oraz MiG-15UTI z 1949 r. Produkowane seryjnie również myśliwce towarzyszące MiG-15S oraz MiG-15bisS, rozpoznawczy MiG-15bisR, przechwytujące MiG-15P i UTIMiG-15P. Istniało wiele doświadczalnych wersji MiG-15. Produkcja seryjna i dalsze modyfikacje MiG-15 podjęto także w Polsce (Lim-1 i Lim-2), Czechosłowacji (S-102 i S-103) oraz w Chinach (J-2). Łącznie zbudowano wiele tysięcy samolotów MiG-15, użytkowanych w kilkudziesięciu krajach, w niektórych do dzisiaj. Opis dotyczy samolotu MiG-15 późnej serii produkcyjnej.

Płatowiec

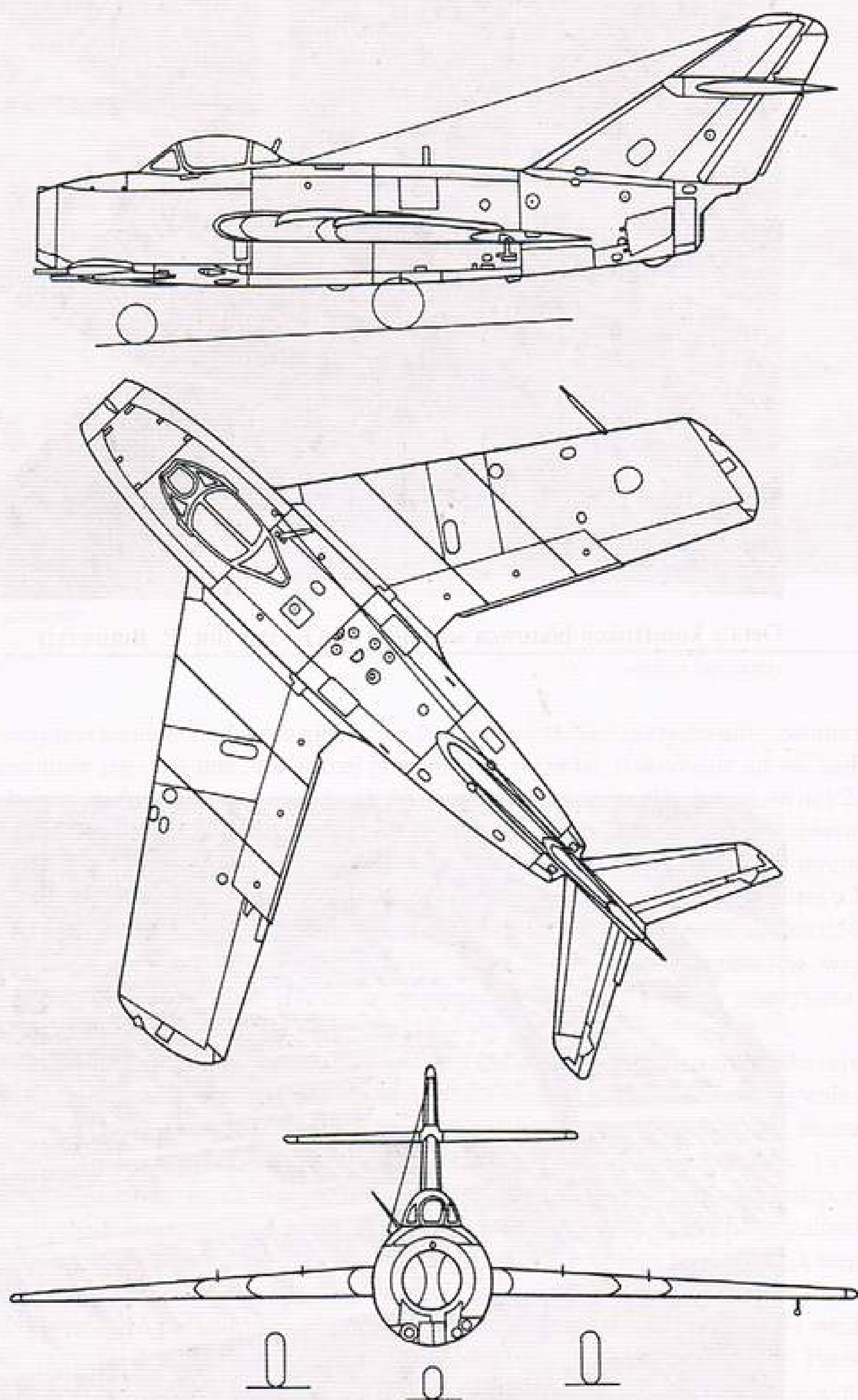
Jednomiejscowy średniopłat, całkowicie metalowy (duraluminium D16-T, węzły ze stali 30ChGSA). Kadłub w kształcie bryły obrotowej o konstrukcji półskorupowej, rozdzielany na część przednią i tylną między wręgami 13. oraz 14. Dzielenie kadłuba pozwala łatwo wymienić lub naprawić silnik. Przez przednią część kadłuba przechodzą dwa kanały prowadzące powietrze od wlotu do silnika. W przegrodzie wlotu powietrza — reflektor. Kadłub ma 28 wręg, 4 podłużnice przednie



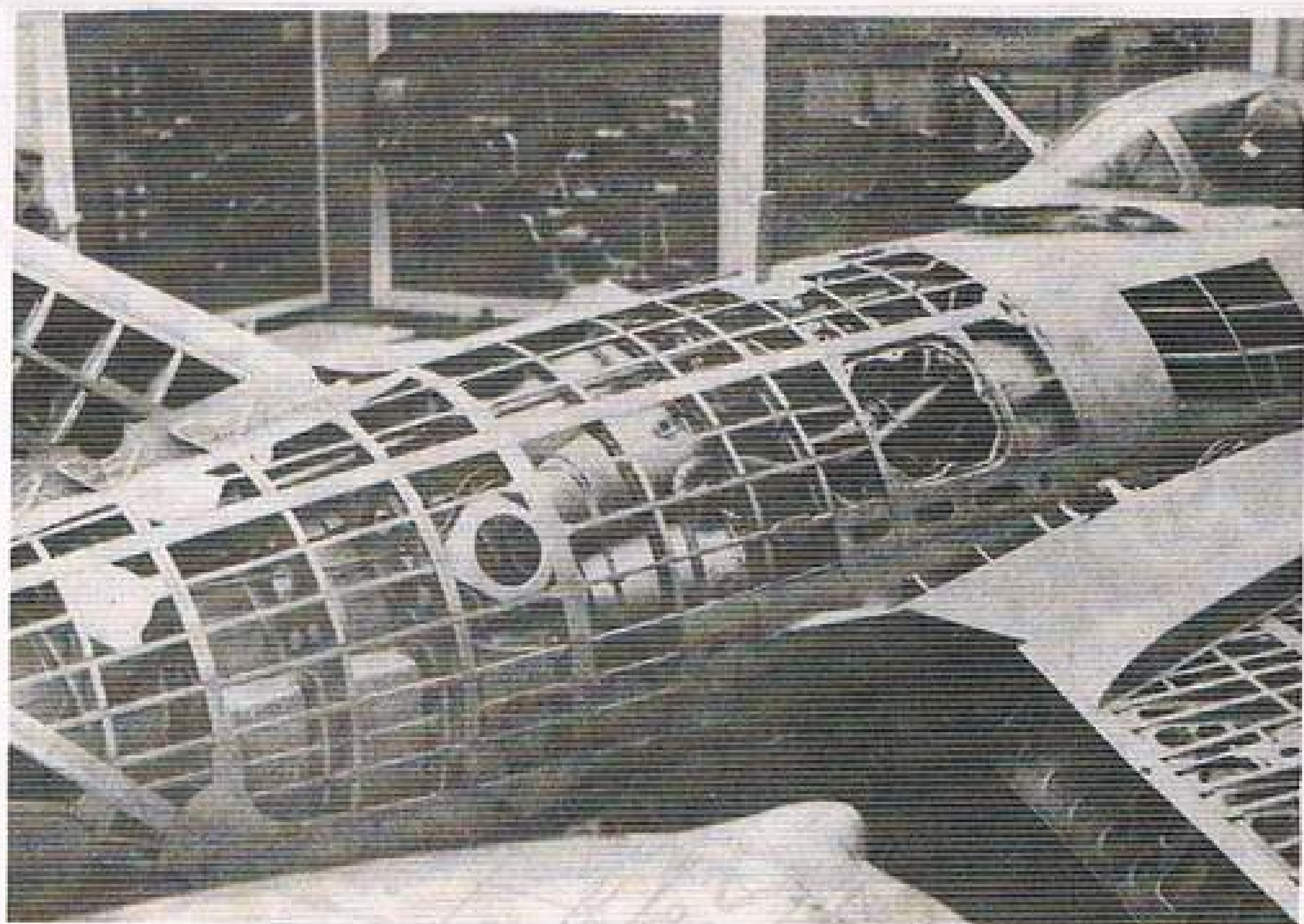
MiG-15 (fot. P. Butowski)

i 10 tylnych. Wręga 1. wzmocniona do podnośnika, niesie też fotokarabin S-13. Między wręgami 1. oraz 4. u dołu wnęka podwozia przedniego, u góry luk techniczny (akumulator, butle tlenowe). Do wręgi 4. umocowane podwozie przednie. Między wręgami 4. oraz 9. u dołu laweta z działkami, u góry kabina pilota. Wręga 9. stanowi tylną ściankę kabiny oraz niesie przednie węzły mocowania skrzydeł. Między wręgami 9. oraz 13. główny zbiornik paliwa. Do wręgi 13. mocowany silnik. Między wręgami 21. oraz 24. dwuczęściowy tylny zbiornik paliwa. Między wręgami 26. oraz 28. po obu stronach kadłuba hamulce aerodynamiczne o łącznej powierzchni 0,48 m^2, wychylane hydraulicznie o kąt 55°. Z tyłu po prawej stronie kadłuba — rakietnica sygnalizacyjna. Do ostatniej wręgi, 28., mocowana dysza silnika. Pokrycia kadłuba nośne, o grubości od 0,6 do 1,2 mm, przynitowane do wręg i podłużnic. Średnica kadłuba 1,45 m, średnica wlotu powietrza 0,747 m, dyszy wylotowej 0,56 m. Długość kadłuba 8,08 m. Kabina pilota ciśnieniowa, wentylacyjna, ocieplana powietrzem od silnika. Fotel wyrzucany za pomocą ładunku prochowego, w ciągu 0,2 s osiąga wysokość 11 m. Minimalna bezpieczna wysokość wyrzucenia fotela (od ziemi) 250–300 m. Zagłówki i oparcie fotela opancerzone, podobnie jak przód kabiny. Osłona kabiny składa się z przedniej części nieruchomej (szkielet duralowy, szyba przednia grubości 64 mm, w tym 40 mm szkła pancernego, szyby boczne 18 mm) oraz odsuwanej do tyłu części ruchomej (szkielet stalowy, szyby boczne 8 mm, tylna 4 mm).

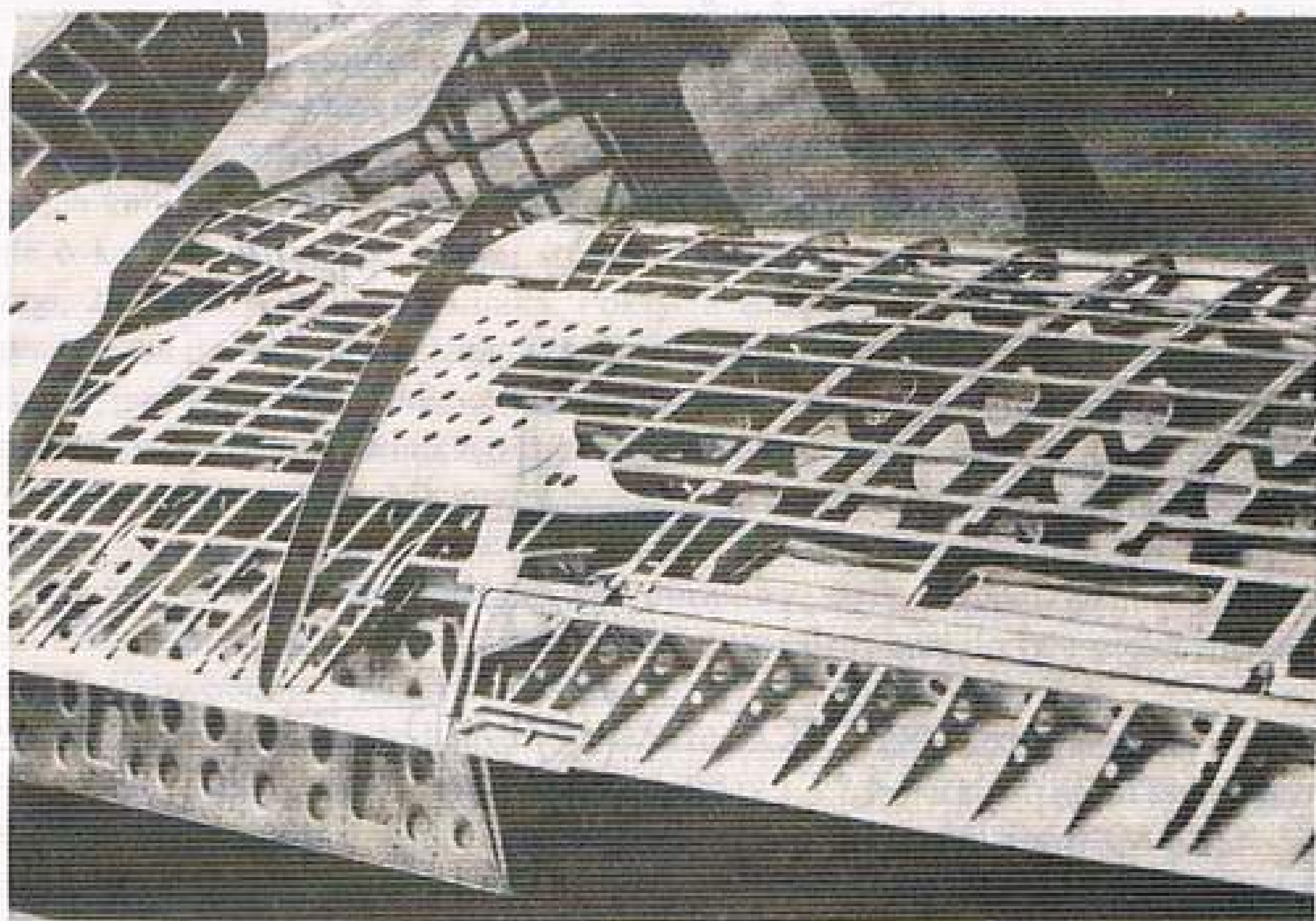
Skrzydła o skosie 35° do linii środków parcia i 37° do krawędzi natarcia, wzniosie ujemnym −2° i kacie nastawienia 1°. Przy kadłubie (między 1. i 7. żeberkiem) profil symetryczny CAGI S-10s o grubości względnej 9%, na końcach (od 10. żeberka) profil nośny CAGI SR-3-12 o grubości względnej 12%. Między nimi profil przejściowy. Konstrukcja skrzydeł półskorupowa, jednodźwigarowa z dźwigarami: przednim (głównym), skośnym, tylnym, poprzecznym i pomocniczym. Szkielet skrzydeł składa się ponadto z 21 podłużniczek i 20 żeberek prostopadłych do krawędzi natarcia. Pokrycie pracujące o grubości od 1 do 2 mm. W przestrzeni ograniczonej



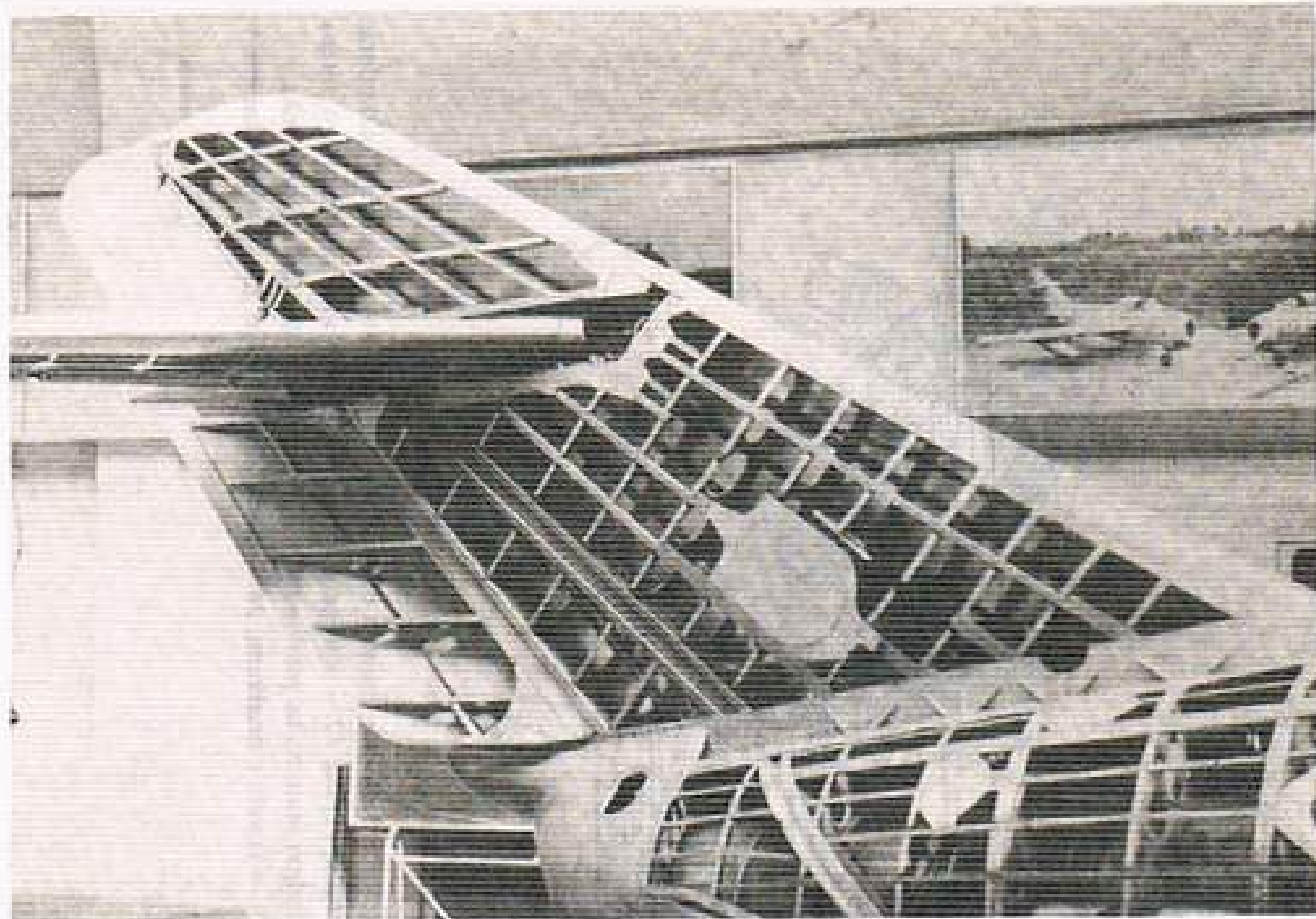
MiG-15bis



Detale konstrukcji płatowca samolotu MiG-15bis (fot. P. Butowski)
tylna część kadłuba



skrzydło

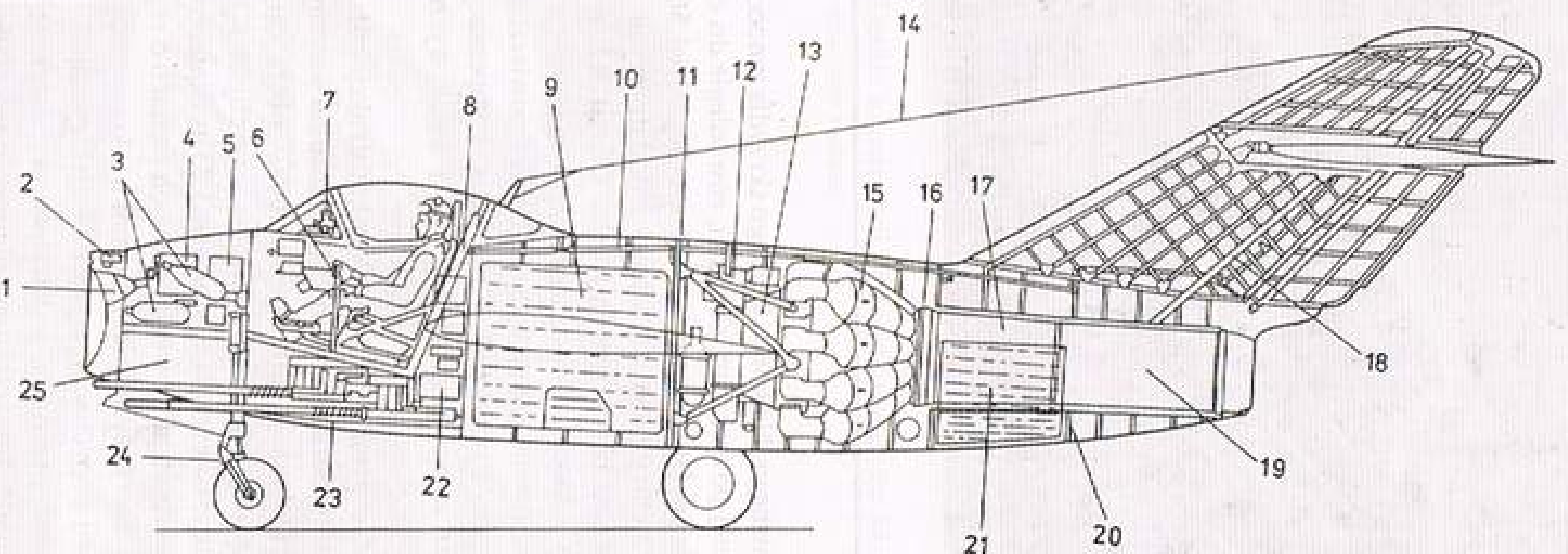


usterzenie

dźwigarami znajduje się nisza podwozia głównego. Na końcu każdego skrzydła umocowana masa 26 kg, zmniejszająca jego drgania. Na górnej powierzchni skrzydeł, równolegle do osi kadłuba, dwie prowadnice aerodynamiczne o wysokości 10 cm, umieszczone w odległości 1,56 m i 2,59 m od osi samolotu. Na dolnej powierzchni uchwyty do uzbrojenia i dodatkowych zbiorników paliwa. Na prawym skrzydle odbiornik ciśnień powietrznych (rurka Pitota). Klapy wychylane hydraulicznie, podczas startu o 20°, podczas lądowania o 55° z jednoczesnym wysunięciem o 20 cm (tzw. klapy CAGI). Rozpiętość klapy 2,657 m, powierzchnia 1,18 m^2. Lotki o powierzchni 0,505 m^2 każda, rozpiętości 2,005 m i maksymalnym wychyleniu ±15° mają kompensację wagową i aerodynamiczną. Na lewej lotce trymer o powierzchni 0,02 m^2 i kącie wychylenia 15°. Wydłużenie skrzydła 4,85, zbieżność 1,61.

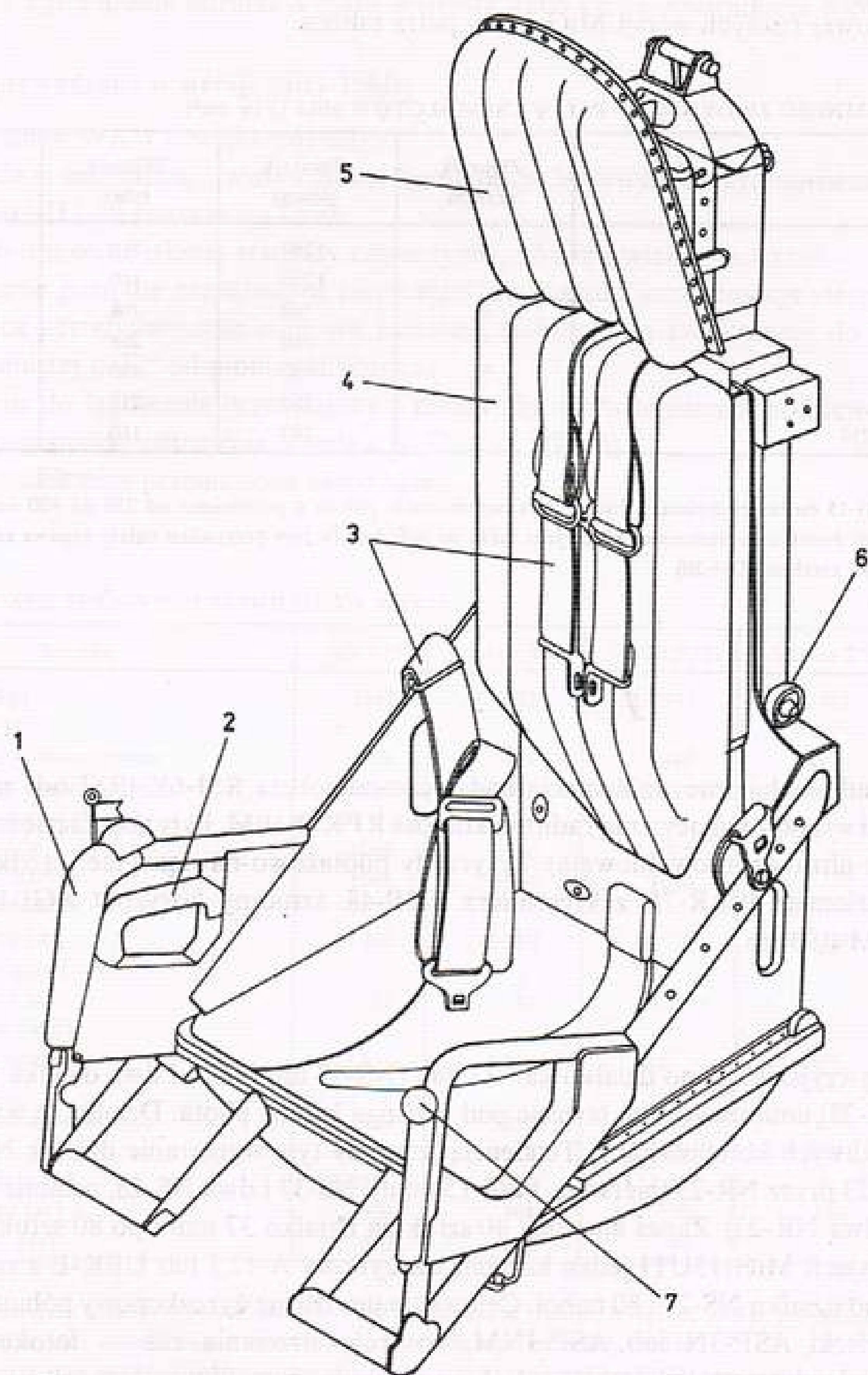
Usterzenie wolnonośne, skośne, o profilu NACA-0009, konstrukcji półskorupowej. Statecznik pionowy o powierzchni 3,0 m^2, ster kierunku 1,0 m^2. Kąt skosu 56°, wychylenie steru 20°. Usterzenie poziome niewielkie (powierzchnia 3,0 m^2, w tym ster 0,79 m^2), kąt skosu 40°. Z lewej strony klapka wyrównoważająca o powierzchni 0,046 m^2, wychylana o 10°. Ster wychylany o 32° w górę i 16° w dół. Rozpiętość usterzenia poziomego 3,25 m. Statecznik poziomy wysoko nad kadłubem, umocowany do statecznika pionowego na dwóch węzłach o regulowanym kącie nastawienia (przedni węzeł ruchomy). Stery wysokości i kierunku z kompensacją wagową. Sterowanie za pomocą sztywnych drążków i popychaczy, trymer — elektrycznie.

Podwozie trójpodporowe z kołem przednim, wahaczowe, wypuszczane i wciągane hydraulicznie (awaryjnie — pneumatycznie). Amortyzatory olejowo-powietrzne. Podwozie przednie z kołem o rozmiarach 480 × 200 mm składające się do przodu, wyposażone w tłumik drgań. Podwozie główne z kołami o rozmiarach 660 × 160 mm składające się w stronę kadłuba (golenie w skrzydła, koła w oprofilowane przejście między skrzydłami a kadłubem). Rozstaw kół podwozia głównego 3,81 m, baza podwozia 3,175 m.



Przekrój kadłuba samolotu MiG-15 wczesnej serii produkcyjnej

1 — reflektor, *2* — fotokarabin S-13, *3* — butle tlenowe, *4* — akumulatory, *5* — radiostacja, *6* — drążek sterowy, *7* — głowica celownika ASP-1N, *8* — wyrzucany fotel pilota, *9* — główny zbiornik paliwa, *10* — cięgło układu sterowania, *11* — linia podziału kadłuba na część przednią i tylną, *12* — agregaty silnika, *13* — sprężarka silnika, *14* — antena radiostacji, *15* — komora spalania silnika, *16* — turbina silnika, *17* — dysza wylotowa silnika, *18* — dźwigar statecznika pionowego, *19* — rura przedłużająca dyszę silnika, *20* — jedna z wręg kadłuba, *21* — tylny zbiornik paliwa, *22* — blok radiowysokościomierza i busoli, *23* — laweta z działkami, *24* — podwozie przednie, *25* — wnęka podwozia przedniego



Fotel wyrzucany samolotu MiG-15

1 — uchwyt awaryjnego zrzutu osłony kabiny, *2* — uchwyt wystrzału fotela, *3* — pasy utrzymujące pilota, *4* — oparcie fotela, *5* — wyścielany zagłówek z opancerzeniem, *6* — rolka prowadząca, *7* — uchwyt naciągu i blokady pasów

Zespół napędowy

Silnik turboodrzutowy RD-45F z jednostopniową sprężarką odśrodkową, dziewięcioma dzbanowymi komorami spalania, jednostopniową turbiną poruszającą sprężarkę i dyszą wylotową. Dwa zbiorniki paliwa w kadłubie i dwa dodatkowe podwieszane pod skrzydłem. Inne dane dotyczące instalacji paliwowej różnych wersji MiG-15 — patrz tablica.

POJEMNOŚĆ ZBIORNIKÓW PALIWA SAMOLOTÓW MiG-15 (w dm^3)

Wersja	Zbiornik przedni	Zbiornik główny	Zbiornik tylny	Razem
MiG-15, Lim-1	—	1250	210	1460
MiG-15bis, Lim-2	—	1250	160	1410
UTMiG-15	94	760	268	1122
SBLim-1	78	760	268	1106
SBLim-2	78	760	160	998
SBLim-1A	—	760	210	970
SBLim-2A, SBLim-2M	—	760	160	920

Uwaga:
Na samolotach MiG-15 można podwieszać dwa dodatkowe zbiorniki paliwa o pojemności od 250 do 400 dm^3 każdy, a na samolotach mających dodatkowe wzmocnienie skrzydeł także po 600 dm^3 (w tym przypadku należy typowe zamki bombowe BD-2-48MiG zastąpić zamkami D-4-50).

Wyposażenie

Wyposażenie radiotechniczne: radiostacja nadawczo-odbiorcza RSI-6K (RSI od: radiostancja istriebitielnaja) i współpracujący z nią radiopółkompas RPKO-10M. Były także serie z radiostacją RSIU-3 (U od: ultrakorotkowołnowaja). Przyrządy pilotażowo-nawigacyjne: prędkościomierz KUS-1200, wariometr WAR-75, zakrętomierz EUP-48, sztuczny horyzont AGI-1, wskaźnik liczby Macha M-0,95 itp.

Uzbrojenie

Uzbrojenie artyleryjskie: jedno działko kal. 37 mm (NS-37 lub N-37) i dwa działka kal. 23 mm (NS-23 lub NR-23) umieszczone na lawecie pod podłogą kabiny pilota. Działka te występują we wszystkich możliwych kombinacjach. Tendencją jest przy tym wypieranie działek NS-37 przez N-37 oraz NS-23 przez NR-23 (pierwsze MiG-15 miały NS-37 i dwa NS-23, ostatnie MiG-15bis zaś — N-37 i dwa NR-23). Zapas amunicji 40 sztuk na działko 37 mm i po 80 sztuk na działka 23 mm. W wersjach MiG-15UTI jeden karabin maszynowy A-12,7 lub UBK-E z zapasem 150 naboi albo jedno działko NS-23 i 80 naboi. Celowanie umożliwia żyroskopowy półautomatyczny celownik strzelecki ASP-3N lub ASP-3NM, kontrolę strzelania zaś — fotokarabin S-13 umieszczony nad wlotem powietrza (8 zdjęć na sekundę, 5 m filmu). Uzbrojenie bombowe: dwie bomby różnego przeznaczenia, o masie 50 lub 100 kg, podwieszane pod skrzydłem na uniwersalnych zamkach BD-2-48MiG w miejsce dodatkowych zbiorników paliwa. Samolot MiG-15bis z celownikiem AP-2R mógł także przenosić niekierowane pociski rakietowe TRS-190 (cztery) lub ARS-212 (dwa). W skład uzbrojenia zaliczana również elektrorakietnica sygnalizacyjna EKSR-46 z czterema kolorowymi nabojami (używana niekiedy awaryjnie w celu wyjścia z korkociągu).

Niektóre dane o masie MiG-15

Masa własna 3382 kg, w tym: przednia część kadłuba 2074 kg (z tego silnik 808 kg), tylna 467 kg, skrzydło 841 kg. Masa użyteczna 1424 kg, w tym: pilot 97 kg, naboje do NS-37 54 kg, naboje do NS-23 63 kg, paliwo 1210 kg. Ze zbiornikami dodatkowymi ponadto 454 kg (paliwo 420 kg, zbiorniki 34 kg). Łącznie normalna masa startowa 4806 kg, ze zbiornikami 5260 kg.

Zmiany wprowadzone w wersji MiG-15bis:

1. Nowy silnik WK-1 o większym ciągu.
2. Skrzydła o zmienionej i wzmocnionej konstrukcji. W lewym skrzydle zastosowany wzmacniacz BU-1U do poruszania lotek.
3. Kadłub o nieco większej średnicy części tylnej, pod nią większy zderzak.
4. Usterzenie poziome przeniesione nieco niżej, zwiększona kompensacja steru wysokości.
5. Hamulce aerodynamiczne o innym kształcie, powierzchni zwiększonej do 0,25 m² każdy i przesuniętej o 22° od pionu osi obrotu.
6. Reflektor do lądowania przeniesiony z przegrody wlotu powietrza pod lewe skrzydło.
7. Unowocześnione uzbrojenie (działka N-37 oraz NR-23).
8. Elektrorakietnica przeniesiona nieco niżej.

DANE SERYJNYCH SAMOLOTÓW MiG-15

Samolot	MiG-15	MiG-15bis	MiG-15UTI	SBLim-2[1]	MiG-15SB[2]
Masa własna [kg]	3382	3681	3747	3763	3916
Masa startowa [kg]					
bez podwieszeń zewnętrznych	4806	5044	4845	4876	5826
ze zbiornikami dodatkowymi	5260[3]	5574	5415[4]	5446[4]	6270
Prędkość maksymalna [km/h]					
na wysokości 0 m	1050	1076	1015		
na wysokości 3000 m	1043	1044	1010		905
na wysokości 6000 m	1023			932[5]	
Pułap praktyczny [m]	15 200	15 500	14 825	13 950[6]	11 500
Prędkość wznoszenia [m/s]					
na wysokości 0 m	42	46	38,5		18,2
Czas wznoszenia [min]					
na wysokość 5000 m	2,3	1,95	2,6	4,0[6]	6,0
Zasięg [km]					
bez zbiorników dodatkowych	1420	1330	950		
maksymalny	1920	1976	1340	725	
Długotrwałość lotu [h]	3,23	2,95	2,30		
Długość rozbiegu [m]	600	504	570	540	
Długość dobiegu [m]	710	880	740		

Uwagi:

We wszystkich wersjach te same rozmiary: długość 10,10 m, rozpiętość 10,08 m, wysokość 3,70 m, powierzchnia nośna 20,6 m².

Pułap praktyczny w locie ze zbiornikami dodatkowymi zmniejsza się o ok. 1000-1100 m.

Czasy wznoszenia liczone od chwili osiągnięcia przez samolot najwygodniejszej prędkości wznoszenia na wysokości 0 m. Czasy liczone od chwili ruszenia samolotu na pasie startowym są o 1,2 min dłuższe.

1) Wariant powstały w Polsce.
2) Wariant powstały w Czechosłowacji.
3) Z dwoma zbiornikami po 250 dm³.
4) Z dwoma zbiornikami po 300 dm³.
5) Na wysokości 5000 m.
6) Przy nominalnym ciągu silnika.

9. Nowe wyposażenie radiotechniczne. Najczęściej spotykany wariant to: radiostacja R-800, automatyczny radiokompas ARK-5, sygnalizator przelotu MRP-48P, radiowysokościomierz RW-2, urządzenie odpowiadające SRUO. W związku z tym:
— na kadłubie, między kabiną a statecznikiem pionowym maszt anteny urządzenia SRUO,
— pod spodem kadłuba oszklone okienko anten ARK-5 oraz MRP-48P,
— pod skrzydłem dwie anteny RW-2.
10. Dodatkowe zbiorniki paliwa o pojemności 300, a następnie 400 dm^3.

Zmiany wprowadzone w niektórych innych wersjach seryjnych MiG-15:

Samolot szkolno-treningowy MiG-15UTI powstał z MiG-15 przez zastosowanie dwumiejscowej kabiny dla ucznia (z przodu) i instruktora (z tyłu). Kontakt za pomocą rozmównicy pokładowej SPU-2P. Osłona kabiny przedniej odchylana na prawy bok, tylnej — odsuwana do tyłu. Oba fotele wyrzucane. Powiększenie kabiny spowodowało zmniejszenie pojemności wewnętrznych zbiorników paliwa. Napęd — silnik RD-45FA. Uzbrojenie zredukowane do jednego karabinu maszynowego lub działka.

Myśliwiec przechwytujący MiG-15P (SP-5) powstał z MiG-15bis przez zabudowanie w przodzie kadłuba stacji radiolokacyjnej poszukiwania i śledzenia celu powietrznego RP-1 „Izumrud". Uzbrojenie ograniczone do dwóch działek kal. 23 mm.

DANE DOŚWIADCZALNYCH SAMOLOTÓW MiG-15

Samolot	I-310	SD	SD-UPB	SP-1	SP-5	ST-7
Rok	1947	1949	1949	1949	1950	1953
Masa startowa [kg]	4840	4950		5038		
Prędkość maksymalna [km/h]	1042	1100	800	1080	1076	998
Pułap praktyczny [m]	15 200	16 200	13 400	16 000	15 500	14 200
Czas wznoszenia [min] / na wysokość [km]	2,3 / 5	1,8 / 5	2,7 / 5	1,8 / 5	4,9 / 10	6,9 / 10
Zasięg [km]		1220	2520	1260	1330	1300
Długotrwałość lotu [h]	2,0	1,8		2,0		

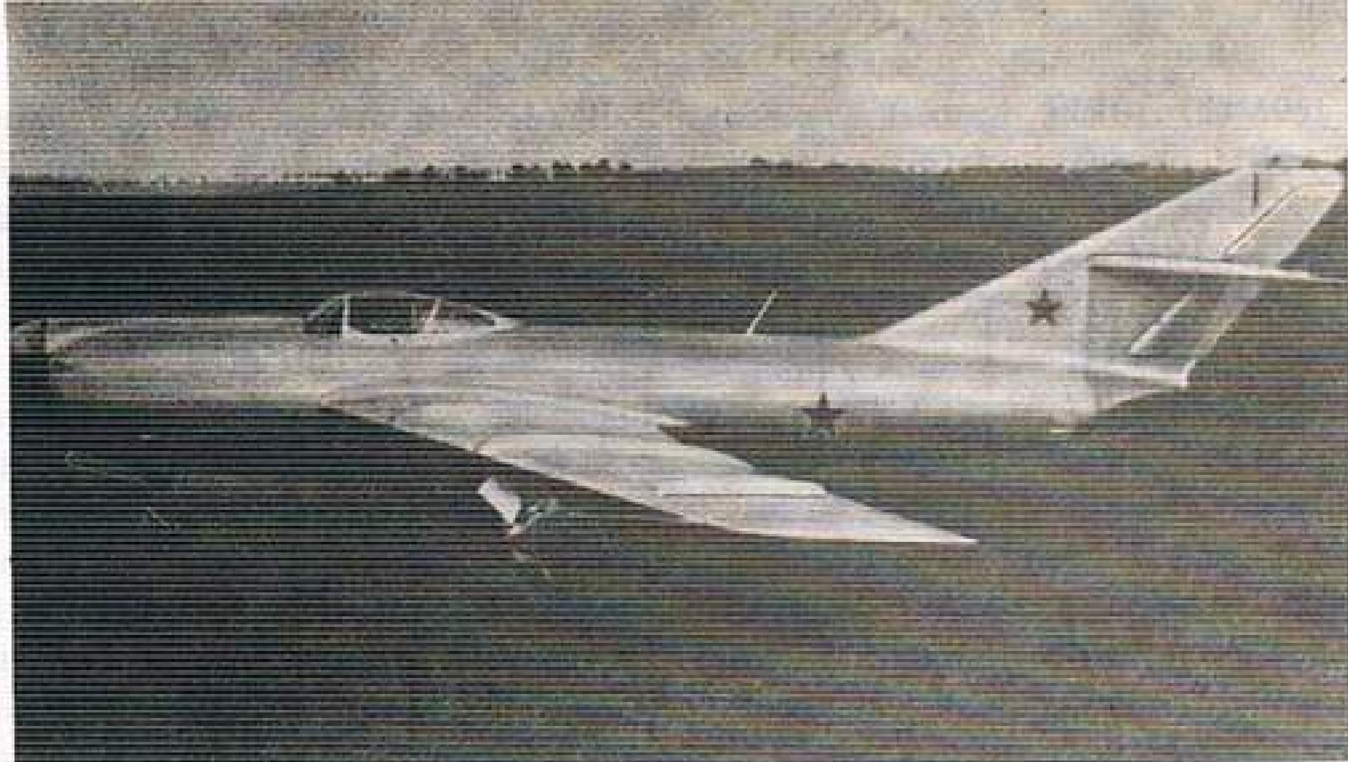
I-320

Samolot myśliwski przechwytujący, inne oznaczenie: R. Pierwszy prototyp, R-1, zbudowany pod koniec 1949 r., drugi, R-2, w 1950 r.

Płatowiec

Dwumiejscowy dwusilnikowy całkowicie metalowy średniopłat w układzie klasycznym. Kadłub o przekroju okrągłym, z uskokiem. Silniki umieszczone w kadłubie jeden za drugim, z wylotem pod kadłub za kabiną i w końcu kadłuba pod usterzeniem. Wlot powietrza wspólny. Dwumiejscowa kabina załogi z fotelami obok siebie i szeroką wspólną osłoną. Szyby przednie pancerne o grubości 105 mm. W prototypie R-2 osłona kabiny nieco wyższa, ulepszony awaryjny zrzut osłony, wprowadzone ogrzewanie kanałów doprowadzających powietrze do silnika.

Skrzydła o skosie 35° wzdłuż linii środków parcia, 37° wzdłuż krawędzi natarcia; wznios −3°, kąt nastawienia +1°. Na R-2 skrzydła i usterzenie wyposażone w instalację przeciwoblodzeniową. Później, z powodu niedostatecznej sztywności, cienkie skrzydła o dużym wydłużeniu w samolocie R-2 zostały wzmocnione, otrzymały przerywacze. Na górnej powierzchni



R-2 po przebudowie

każdego skrzydła umieszczono po 3 prowadnice aerodynamiczne zamiast dwóch w R-1 i R-2 przed przeróbką. Usterzenie podobne jak w MiG-15. Podwozie trójpodporowe z kołem przednim. Przednie składane w kadłub w kierunku lotu, główne — w skrzydła w stronę kadłuba.

Zespół napędowy

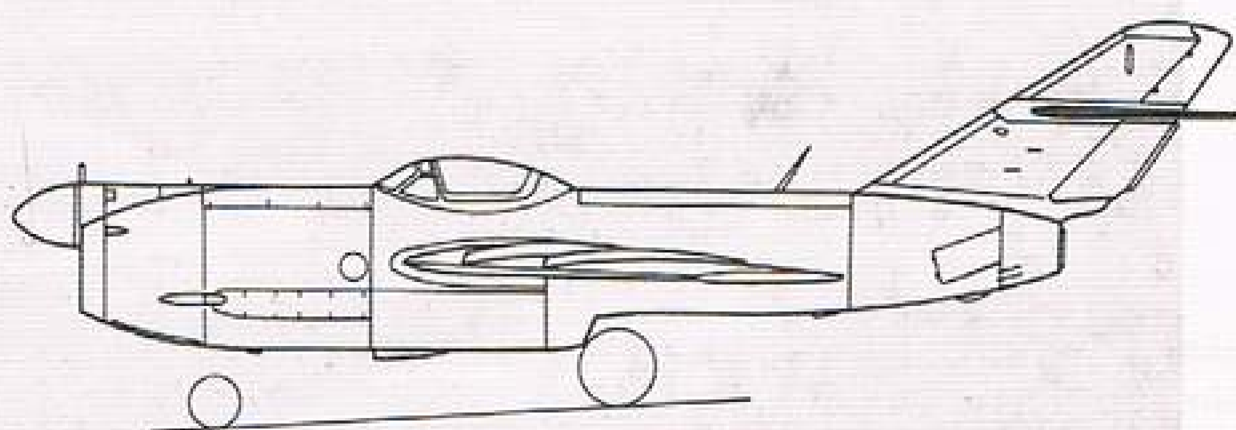
W samolocie R-1 dwa silniki RD-45F, w R-2 — silniki WK-1. Paliwo w dwóch miękkich zbiornikach w kadłubie.

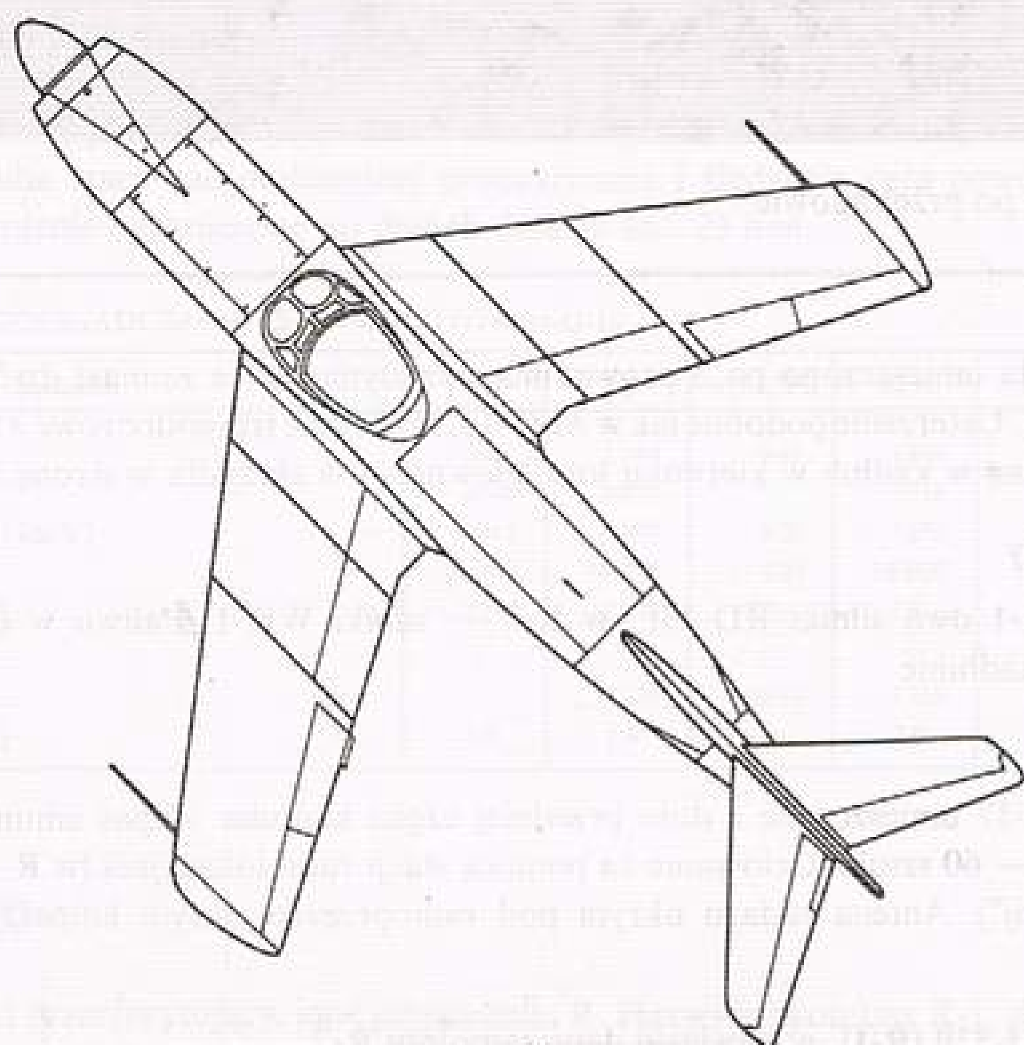
Uzbrojenie

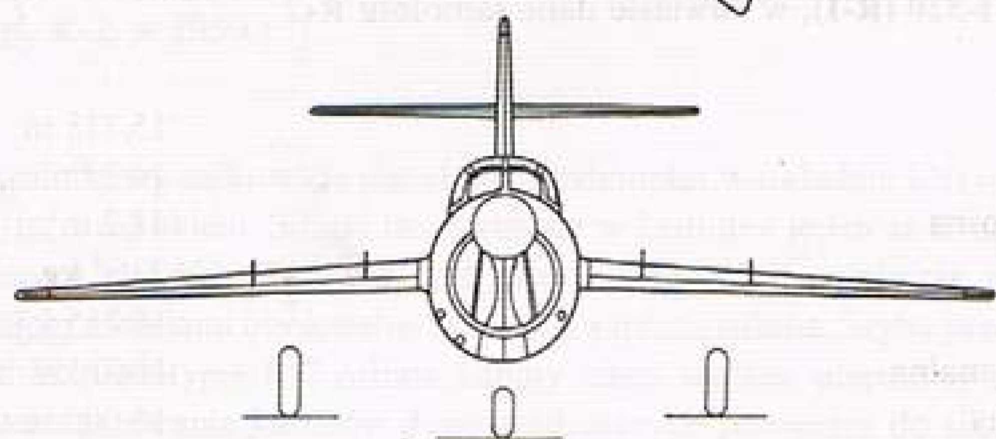
Trzy działka N-37 umieszczone z dołu przedniej części kadłuba. Zapas amunicji 50 sztuk na działko (w R-2 — 60 sztuk). Celowanie za pomocą stacji radiolokacyjnej (w R-1 — „Korszun", w R-2 — „Torij"). Antena radaru ukryta pod radioprzeźroczystym kołpakiem nad wlotem powietrza.

Dane samolotu I-320 (R-1), w nawiasie dane samolotu R-2

Długość	15,775 m
Rozpiętość	14,2 m
Powierzchnia nośna	41,2 m^2
Masa własna	7367 kg
Masa startowa	10 265 kg (10 720 kg)
Prędkość maksymalna	1060 km/h (1090 km/h)
Pułap praktyczny	15 000 m (15 500 m)
Czas wznoszenia na wysokość 10 km	— (5,65 min)
Zasięg	— (1940 km)
Długotrwałość lotu	3,0 h
Prędkość lądowania	200 km/h







I-320 (R-1)

MiG-17

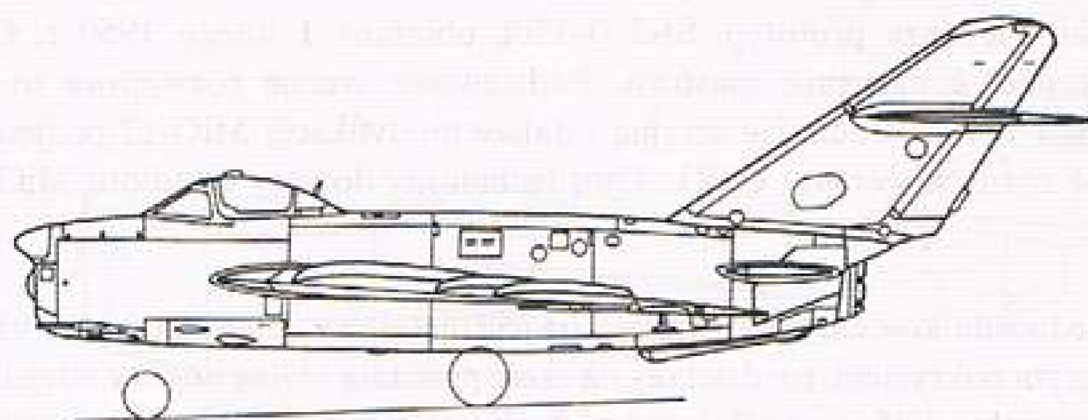
Samolot myśliwski. Pierwszy prototyp, SI-2 (I-330), oblatany 1 lutego 1950 r. Od 1951 r. produkowany seryjnie, a następnie masowo. Podstawowe wersje rozwojowe to MiG-17P, MiG-17F oraz MiG-17PF. Produkcję seryjną i dalsze modyfikacje MiG-17 podjęto w Polsce (Lim-5 oraz Lim-6 różnych wersji) i ChRL. Opis techniczny dotyczy samolotu MiG-17F.

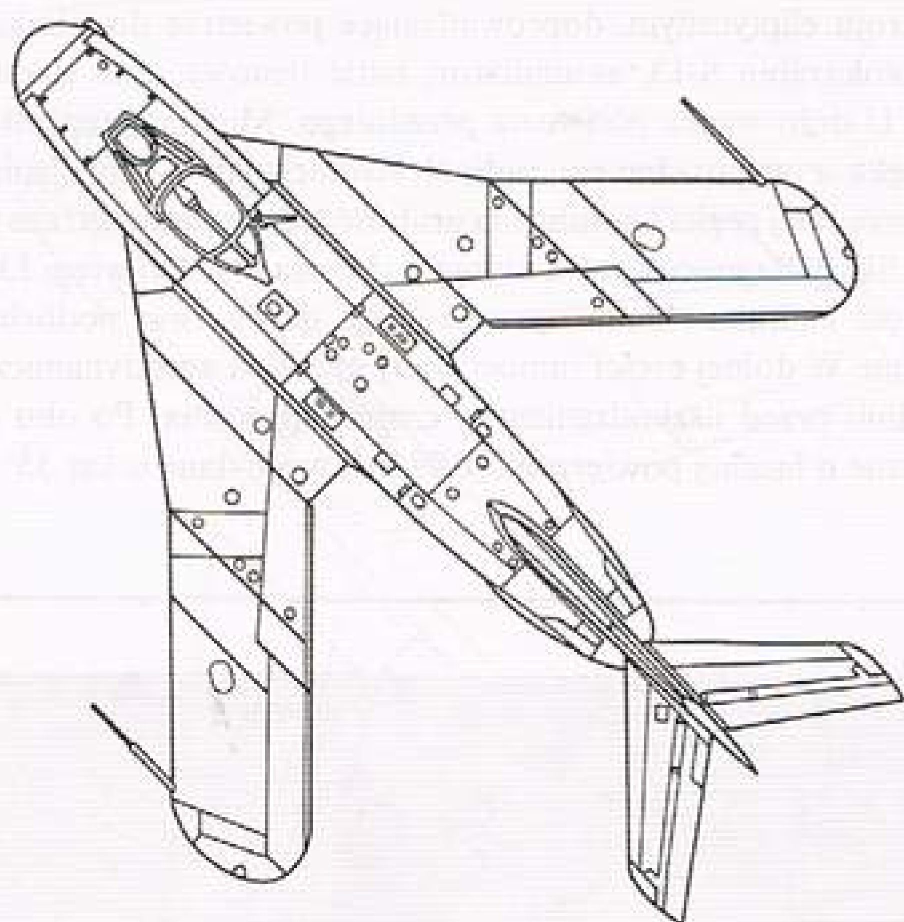
Płatowiec

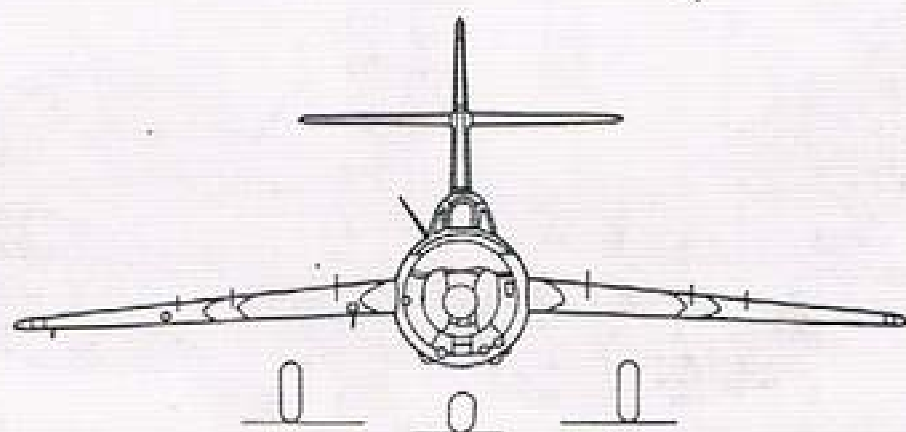
Jednomiejscowy jednosilnikowy średniopłat, całkowicie metalowy. Kadłub o konstrukcji półskorupowej z pracującym pokryciem, rozdzielany na część przednią i tylną między wręgami 13. oraz 14. Maksymalna średnica 1,45 m, wydłużenie 6,17. W części przedniej czołowy wlot powietrza i dwa kanały o przekroju eliptycznym, doprowadzające powietrze do silnika. U góry między wręgami 1. oraz 4. fotokarabin S-13, akumulator, butle tlenowe oraz elementy wyposażenia radioelektronicznego. U dołu wnęka podwozia przedniego. Między wręgami 4. oraz 9. kabina pilota, a pod nią wnęka z wyposażeniem radioelektronicznym i uzbrojeniem artyleryjskim. Pokrycie zewnętrzne przedniej części kadłuba ma grubość 1,2 mm, wewnętrzne pokrycie kanałów wlotowych — 0,8 mm. Skrzydła mocowane do wręg 9., 11. oraz 13. Do wręgi 13. mocowane także łoże silnika. Tylna część kadłuba składa się z 18 wręg, dźwigarów, podłużnic oraz pokrycia grubości od 1 do 1,5 mm. W dolnej części zamocowany grzebień aerodynamiczny ze zderzakiem zabezpieczającym kadłub przed uszkodzeniem w czasie lądowania. Po obu stronach kadłuba hamulce aerodynamiczne o łącznej powierzchni 0,98 m^2, wychylane o kąt 55°. Przy włączonym



Lim-5P. Zauważalna większa niż w MiG-17PF pierwszych serii antena we wlocie powietrza. Pod przodem kadłuba pojemnik na łuski (fot. P. Butowski)







MiG-17PF

automacie hamulce aerodynamiczne samoczynnie wychylają się, gdy $M = 0,97$ i chowają, gdy $M = 0,92$. Kabina pilota hermetyczna typu wentylacyjnego, częściowo opancerzona z dołu. Osłona składająca się z nieruchomej części przedniej oraz części ruchomej przesuwanej do tyłu. Przednia szyba pancerna. Na osłonie peryskop do obserwacji tylnej strefy. W kabinie instalacja przeciwprzeciążeniowa z ubiorem PPK-1 oraz fotel wyrzucany z zasłonką na twarz. Katapultowanie z MiG-17 jest dopuszczalne przy prędkości do 850 km/h na wysokości co najmniej 250 m.

Skrzydła o kącie skosu wzdłuż krawędzi natarcia 45° w części przykadłubowej, dalej 42°. Profil laminarny, u nasady S-12s, dalej SR-11. Powierzchnia skrzydła 22,6 m², rozpiętość 9,628 m, kąt wzniosu −3°, kąt nastawienia +1°, wydłużenie 4,08, zbieżność 1,23, średnia grubość względna 8%. Konstrukcja skrzydeł składa się z dźwigara przedniego, skośnego, tylnego, poprzecznego, pomocniczego, 18 podłużnic i 25 żeberek. Na końcu każdego skrzydła masa przeciwwibracyjna 5,1 kg. Na górnym pokryciu skrzydeł trzy grzebienie aerodynamiczne (w odległości 1,383 m, 2,610 m oraz 3,210 m od osi samolotu). Klapy o łącznej powierzchni 2,86 m² wychylają się o kąt 20° do startu i 60° do lądowania. Znajdują się one między 1. i 18. żeberkiem każdego skrzydła i wraz z wychyleniem przesuwają się do tyłu. Lotki o łącznej powierzchni 1,6 m² wychylają się do góry i do dołu o kąt 18°, na lewej lotce trymer o kącie wychylenia 15°. Mechanizmy sterownicze sztywne. Do układu sterowania lotkami włączony wzmacniacz hydrauliczny BU-1U. Sterowanie trymerami za pomocą silniczka elektrycznego.

Usterzenie pionowe o kącie skosu 56° wzdłuż krawędzi natarcia ma profil symetryczny. Powierzchnia 4,26 m², w tym ster 0,947 m². Ster kierunku zamocowany w trzech punktach do statecznika pionowego ma dwie przeciwwagi (górna 2,6 kg, dolna 5,38 kg) i wychyla się o kąt 25°. Na stateczniku pionowym antena urządzenia „Syrena-2". Usterzenie poziome o kącie skosu 45° wzdłuż linii ognisk mocowane do statecznika pionowego, składające się z rozłącznych połówek. Kąt nastawienia statecznika poziomego regulowany. Na lewej połówce trymer. Ster wysokości wychyla się w górę 32°, w dół 16°, trymer — 10°. Sterowanie układami sztywnymi. Powierzchnia usterzenia poziomego 3,1 m², w tym ster 0,884 m².

Podwozie trójkołowe w układzie jednogoleniowym. Podwozie przednie zamocowane do wręgi 4., wciągane do przodu, do wnęki w kadłubie. Rozmiary koła 480 × 200 mm. Wyposażone w mechanizm ustalający oraz tłumik drgań. Podwozie główne zamocowane do skrzydła, wciągane do wnęki w przykadłubowej części skrzydła, w stronę kadłuba. Rozmiary kół 660 × 160 mm. Koła główne dwustronnie hamowane. Wciąganie i wypuszczanie podwozia hydrauliczne (awaryjne — pneumatyczne). Amortyzatory olejowo-powietrzne. Rozstaw kół podwozia głównego 3,849 m, baza podwozia 3,368 m. Kąt pochylenia samolotu na postoju — 2°15′.

Zespół napędowy

Silnik turboodrzutowy WK-1F z dopalaczem, o ciągu 33,1 kN (ciąg bez dopalania — 25,5 kN), umieszczony w tylnej części kadłuba. Silnik ma sprężarkę odśrodkową z dwustronnym wlotem, 9 komór spalania, jednostopniową turbinę oraz dopalacz z regulowaną dyszą wylotową. Ciąg maksymalny osiągany przy obrotach turbiny 11 560 min^{-1} i włączonym dopalaczu (jednostkowe zużycie paliwa wynosi wtedy 0,18–0,20 kg/(N · h), bez dopalania 0,115 kg/(N · h)). Paliwo (nafta T-1 lub TS-1) w dwóch zbiornikach kadłubowych: głównym gumowym, o pojemności 1250 dm³, umieszczonym między wręgami 9. oraz 13., i tylnym metalowym, o pojemności 165 dm³, umieszczonym między wręgami 21. oraz 25. Możliwe podwieszenie pod skrzydłem dwóch zbiorników dodatkowych po 400 dm³.

Wyposażenie

Wyposażenie radioelektroniczne: radiostacja nadawczo-odbiorcza UKF R-800 (RSIU-3M) lub R-801W (RSIU-4W), urządzenie odpowiadające swój-obcy SRO-1 lub SRO-2, urządzenie ostrzegawcze „Syrena-2" oraz zestaw OSP-48 (radiowysokościomierz RW-2, radiokompas ARK-5, odbiornik sygnałów przelotu MRP-48P). W wyposażeniu pilotażowo-nawigacyjnym m.in. prędkościomierz KUS-1200, sztuczny horyzont AGI-1, busola żyromagnetyczna DGMK-1, wariometr.

DANE SERYJNYCH SAMOLOTÓW MiG-17

Samolot	MiG-17	MiG-17P	MiG-17F	MiG-17PF
Długość [m]	11,09		11,36	
Masa startowa normalna [kg]	5340	5550	5354	5620
Masa startowa maksymalna [kg]	6072	6280	6286	6552
Paliwo w zbiornikach wewnętrznych [dm³]	1435	1480	1415	1395
Prędkość maksymalna [km/h] na wysokości:				
5000 m	1070	1085	1130	1123
10 000 m	1030	1033	1071	1060
12 000 m		1006	1054	1038
Prędkość dopuszczalna [km/h] na wysokości:				
do 3000 m[1]	1070		1060	1060
od 3000 do 7000 m	1200	1200	1150	1150
ponad 7000 m	b. ogr.		1100	1100
Prędkość wznoszenia [m/s] na wysokości:				
0 m				33,8[2]
1000 m	41,0		39,6[2]	31,8[2]
5000 m	30,5		65	55
10 000 m	16,5		38,4	32,3
15 000 m	—		11,8	5,6
Czas wznoszenia [min] na wysokość:				
1000 m	1,0		0,4[4]	0,5[5]
5000 m	3,0	2,5	2,1[4]	2,5[5]
10 000 m	6,7	6,6	3,7[4]	4,5[5]
15 000 m	14,3[3]	—	7,4[4]	9,8[5]
Pułap praktyczny bez dopalacza [m]	14 700	14 500	15 100	14 450
Pułap praktyczny z dopalaczem [m]	—	—	16 470	16 300
Zasięg techniczny [6] [km] na wysokości:				
5000 m	1010 (700)	1140 (780)	1040 (670)	1070 (690)
10 000 m	1520 (1045)		1520 (990)	1530 (1000)
12 000 m	1735[7] (1165)	1900 (1290)	1670 (1080)	1730 (1100)
Prędkość oderwania[8] [km/h]	220–230	255	235	246
Długość rozbiegu[8] [m]	530–550	805	590	730–930
Prędkość minimalna[9] [km/h]			200–220	210–230
Prędkość lądowania [km/h]	170–190	180–200	170–190	180–200
Długość dobiegu [m]	820–850	885	820–850	885

Uwagi:
We wszystkich wersjach wysokość 3,80 m, rozpiętość skrzydeł 9,628 m, powierzchnia nośna 22,6 m². Maksymalne przeciążenie w locie ze zbiornikami dodatkowymi 4,5 przy zbiornikach napełnionych i 6,5 przy pustych. W locie bez zbiorników — 8. Przeciążenie niszczące 12. Maksymalna liczba Macha w locie ze zbiornikami dodatkowymi (pełne lub puste) $M = 0{,}95$. Pułap praktyczny w locie ze zbiornikami dodatkowymi zmniejsza się o 1000–1100 m.
Czasy wznoszenia liczone od chwili osiągnięcia przez samolot najdogodniejszej prędkości wznoszenia na wysokości 0 m. Czasy liczone od chwili ruszenia samolotu na pasie startowym są o 1,2 min dłuższe.

[1] Prędkość przyrządowa.
[2] Bez dopalacza.
[3] Na wysokość 14 000 m.
[4] Do wysokości 3000 m lot bez dopalacza.
[5] Do wysokości 4000 m lot bez dopalacza.
[6] Ze zbiornikami dodatkowymi 2 × 400 dm³, w nawiasie — bez zbiorników dodatkowych.
[7] Po zrzuceniu opróżnionych zbiorników paliwa zasięg zwiększa się do 1820 km.
[8] Bez zbiorników dodatkowych, bez dopalacza, klapy zamknięte.
[9] Klapy i podwozie wciągnięte.

Uzbrojenie

Uzbrojenie artyleryjskie: jedno działko N-37D (zapas 40 naboi) i dwa działka NR-23 (po 80 naboi na działko), umieszczone razem na zdejmowanej lawecie w dolnej części przodu kadłuba. Celowanie zapewnia automatyczny optyczny celownik żyroskopowy ASP-4NM, współpracujący z radiodalmierzem SRD-1M. We wczesnych seriach — ASP-3NM, bez radiodalmierza. Do kontroli wyników strzelania — fotokarabin S-13 oraz urządzenie fotograficzne FKP, rejestrujące wskazania celownika. Uzbrojenie bombowe mogą stanowić dwie bomby o masie od 50 do 250 kg, podwieszane na uniwersalnych zamkach pod skrzydłami (w miejsce dodatkowych zbiorników paliwa). Z elektrorakietnicy EKSR-46 mogą być wystrzelone 4 rakiety sygnalizacyjne.

Niektóre inne wersje seryjne MiG-17

Początkowy wariant, MiG-17, różnił się od opisanego wyżej MiG-17F starszą wersją silnika — WK-1A bez dopalacza (ciąg 26,5 kN). W związku z tym inny kształt miała tylna część kadłuba. Także hamulce aerodynamiczne MiG-17 były nieco mniejsze (0,88 m^2) niż w MiG-17F. Wyposażenie było przejęte z MiG-15bis (np. celownik ASP-3NM bez radiodalmierza, urządzenie odzewowe SRUO). MiG-17 był wielokrotnie modyfikowany (zmieniało się wyposażenie, wprowadzono bezzwrotny wzmacniacz BU-1M, ulepszono hamulce kół itd.), w związku z czym zwiększała się jego masa. Samoloty pierwszych serii miały masę własną 3798 kg, startową normalną (bez podwieszeń zewnętrznych) 5202 kg i startową maksymalną 5932 kg; w ostatnich seriach masa własna wynosiła ok. 3940 kg, startowa 5340–6072 kg.

Wersje przechwytujące — MiG-17P oraz MiG-17PF — różniły się od wersji wyjściowych — MiG-17 oraz MiG-17F — zastosowaniem stacji radiolokacyjnej RP-1 lub RP-5. W związku z tym:

1. Wydłużono i przykonstruowano przednią część kadłuba, do wręgi 9. We wlocie powietrza umieszczono radioprzeźroczyste osłony anten radiolokatora. Fotokarabin S-13 został przeniesiony na prawą stronę przodu kadłuba.
2. Przebudowano przednią część kabiny pilota oraz tablicę przyrządów pokładowych.
3. Ze względu na zwiększone zapotrzebowanie na energię elektryczną, prądnicę GSR-3000 zamieniono na GSR-6000.
4. Działko N-37D zastąpiono lżejszym, NR-23 (80 naboi), by uniknąć przesunięcia środka ciężkości samolotu.

DANE DOŚWIADCZALNYCH SAMOLOTÓW MiG-17

Samolot	SI-2	SF	SR-2	SP-7F	SN
Rok	1950	1951	1952	1952	1953
Silnik	WK-1A	WK-1F	WK-5F	WK-1F	WK-1A
Masa startowa [kg]	5160	5340	5350		
Prędkość maksymalna [km/h]	1114	1145	1132	1052	1033
Pułap [m]	15 600	16 600	16 800	15 850	14 900
Czas wznoszenia [min] na wysokość 10 000 m	5,1	3,7	2,0*)	4,5	6,5
Zasięg [km]	1295	2020**)	2115**)	1160	1115

*) Na wysokość 5000 m.

**) Z dodatkowymi zbiornikami paliwa.

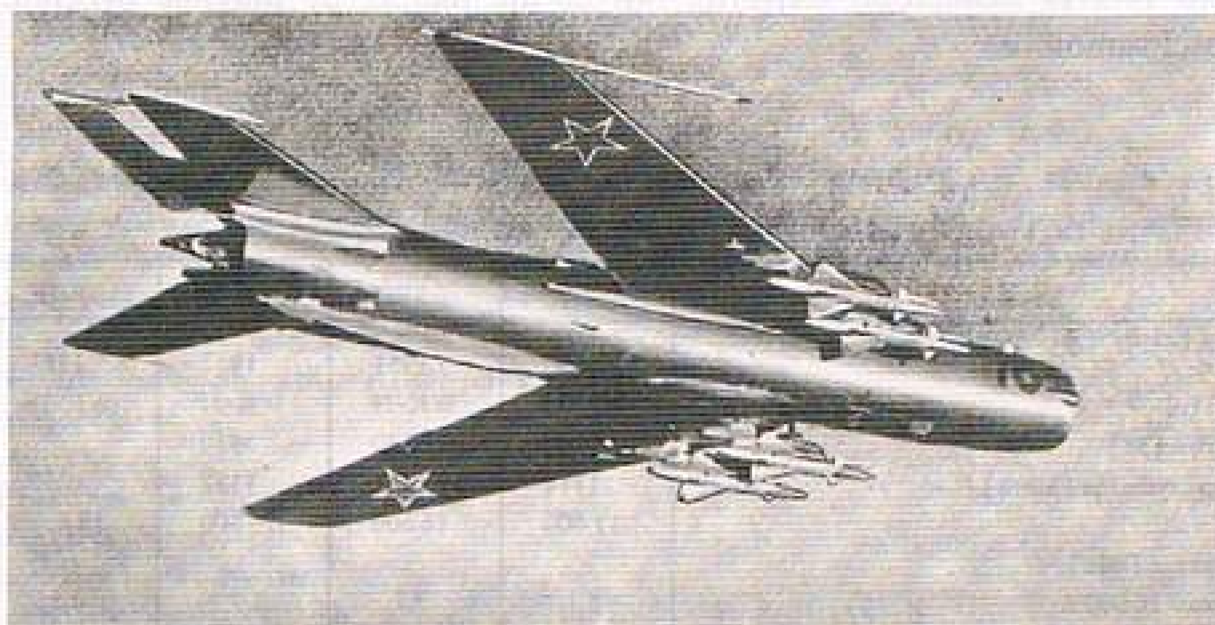
MiG-19

Samolot myśliwski. Po samolotach eksperymentalnych I-340 (SM-1) oraz I-350 (M) powstał prototyp I-360 (SM-2), oblatany 27 maja 1952 r. Bezpośrednim wzorem dla seryjnego MiG-19 stał się SM-9/1, oblatany 5 stycznia 1954 r. Niedługo później rozpoczęła się produkcja seryjna samolotu MiG-19S, pochodzącego od prototypu SM-9/3, oraz wersji przechwytujących: MiG-19P (SM-7/2) i MiG-19PM (SM-7/2M). Produkcję seryjną MiG-19 podjęto także w Czechosłowacji i ChRL. W późniejszym okresie powstało kilka samolotów eksperymentalnych, m.in. SM-10 z systemem uzupełniania paliwa w powietrzu, SM-12, SM-12PM oraz SM-12PMU, w których testowano nowe wloty powietrza, SM-30 z zerowym startem oraz SM-50 z dodatkowym silnikiem rakietowym.

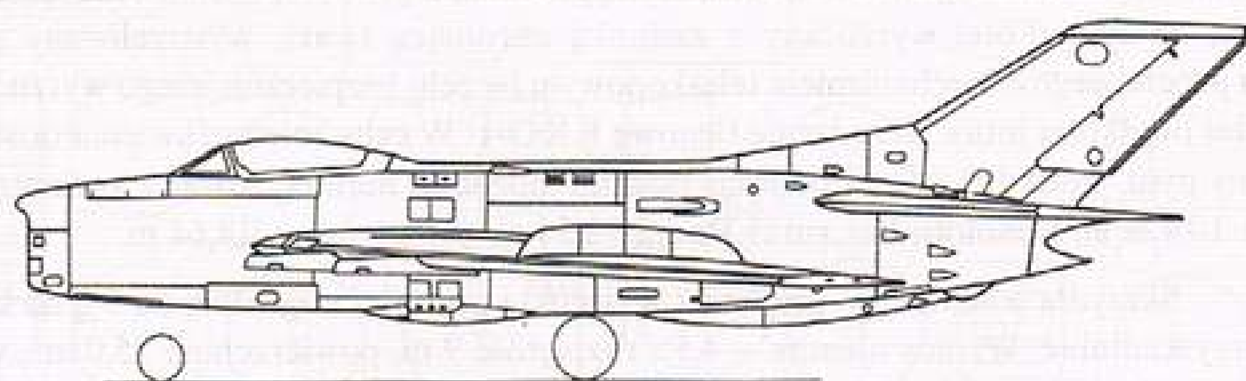
Opis dotyczy samolotu MiG-19S.

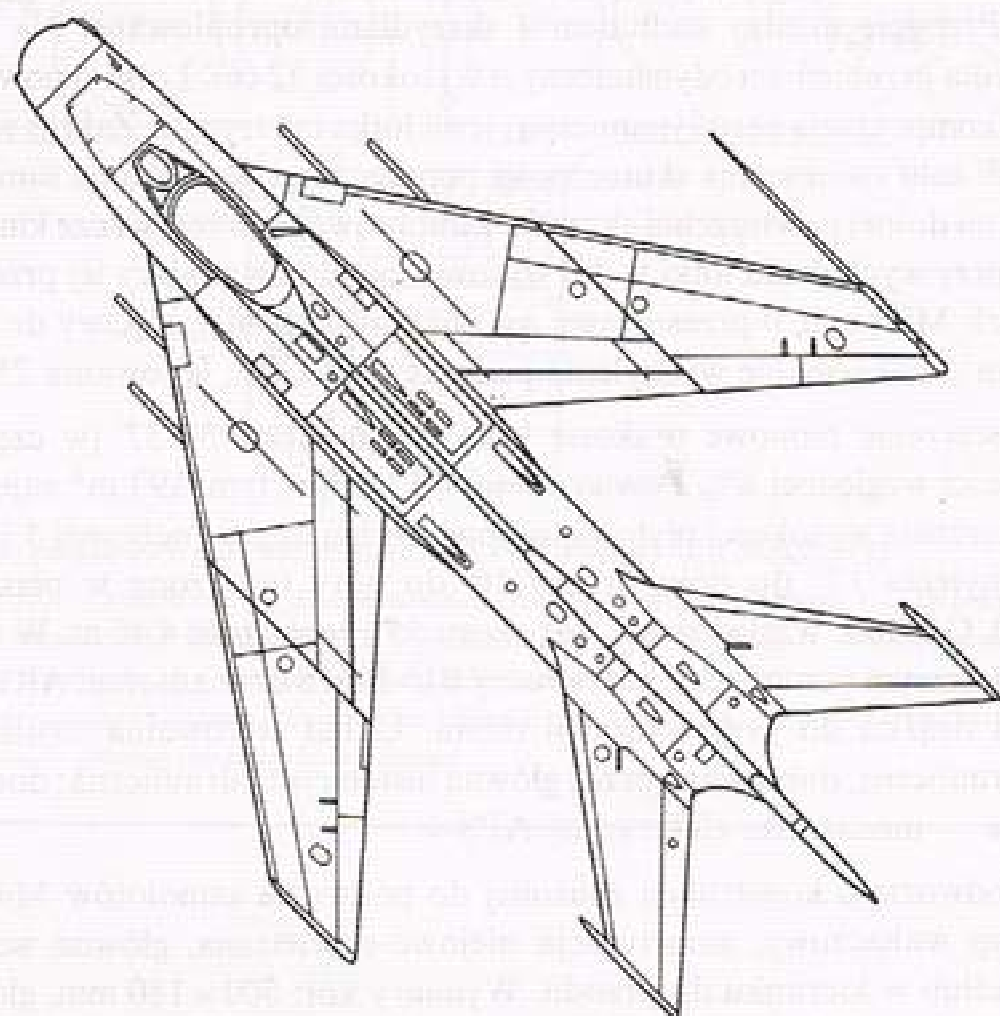
Płatowiec

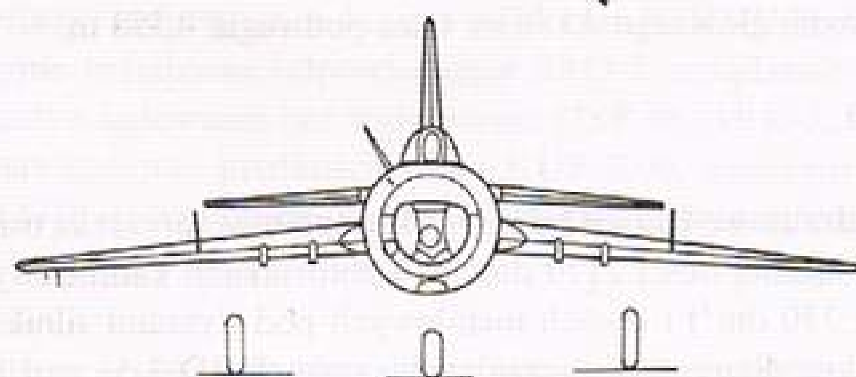
Jednomiejscowy średniopłat, całkowicie metalowy. Kadłub o konstrukcji półskorupowej, przekrój kołowy spłaszczający się ku końcowi. Dzieli się na część przednią i tylną, rozłączane między wręgami 20. oraz 20A. W przodzie wlot powietrza rozdzielony przegrodą pionową, nad nim fotokarabin AKS-3M lub AKS-5, u dołu podstawa odbiornika ciśnień powietrznych typu PWD-4. U góry między wręgami 1. oraz 4. wnęka z akumulatorem i wyposażeniem radiotechnicznym. Podwozie przednie wciągane między wręgi 1. oraz 5A. Kabina pilota między wręgami 4. oraz 9. (osłona sięga do wręgi 13.). U spodu między 11. i 14. wręgą hamulec aerodynamiczny o powierzchni 0,45 m² i kącie wychylenia 45°. Dwa pozostałe hamulce aerodynamiczne (łączna powierzchnia 1,04 m², wychylenie 25°) po bokach kadłuba między wręgami 22A. oraz 26. Od wręgi 15. rozpoczyna się przedział silnikowy, a od wręgi 21. podkadłubowy grzebień aerodynamiczny z amortyzowanym zderzakiem ogonowym. Na zakończeniu kadłuba oprofilowana owiewka. W spodzie tylnej części kadłuba wnęka ze spadochronem hamującym TP-19 o średnicy 4,5 m. Pokrycie kadłuba pracujące, duralowe, o grubości 0,6–1,2 mm. W pobliżu silników dodatkowe



MiG-19PM







MiG-19PM

pokrycie wewnętrzne ze stali. Kabina pilota hermetyczna typu wentylacyjnego, chroniona płytami pancernymi (z przodu 10 mm, z tyłu 16 mm, za głową pilota 25 mm). Zagłówek służy jednocześnie do rozbicia zasuniętej osłony kabiny w wypadku katapultowania się pilota. Osłona kabiny dwudzielna: część stała z wielowarstwową szybą przednią o grubości 64 mm oraz część ruchoma, odsuwana do tyłu. Fotel wyrzucany z zasłonką chroniącą twarz, wystrzeliwany za pomocą ładunku prochowego z mechanizmem teleskopowym (w celu bezpieczniejszego wyrzucenia fotela przy dużej prędkości lotu). Urządzenie tlenowe KKO-1. W celu uniemożliwienia dostawania się do kabiny pyłu, wody lub śniegu podczas postoju można ją hermetyzować z zewnątrz. Długość kadłuba 10,428 m, samolotu bez rurki Pitota 12,54 m, całkowita — 14,64 m.

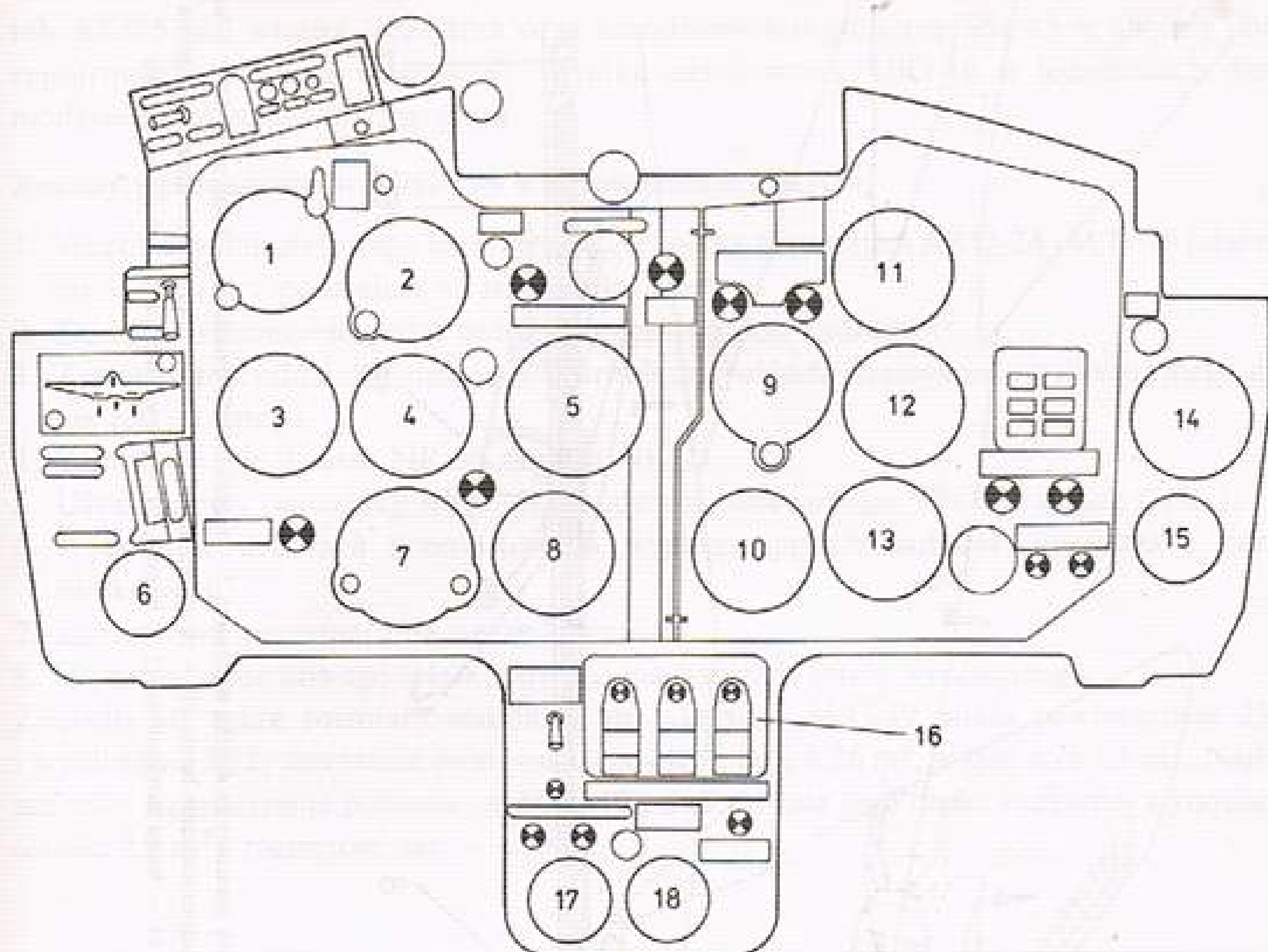
Skrzydła o skosie 55° (do linii 1/4 cięciw) i grubości względnej od 8% na końcach do 8,74% przy kadłubie. Wznios ujemny −4,5°, rozpiętość 9 m, powierzchnia 25,0 m², wydłużenie 3,24. Konstrukcja skrzydeł półskorupowa, typowa dla samolotów MiG, z dźwigarami głównym, pomocniczym, przednim i tylnym oraz 27 żeberkami. Pokrycie skrzydeł duralowe o grubości 1,5–2,0 mm. Przejście między kadłubem a skrzydłami oprofilowane. Na górnej powierzchni każdego skrzydła grzebień aerodynamiczny o wysokości 32 cm. Lotki o powierzchni po 0,78 m², z wewnętrzną kompensacją aerodynamiczną; lewa lotka ma trymer. Zakres wychylenia lotek 20°, trymera 15°. W celu zwiększenia skuteczności poprzecznego sterowania samolotem przy dużych prędkościach, na dolnej powierzchni skrzydeł zamontowano przerywacze kinematycznie sprzężone z lotkami (przy wychyleniu lotki w dół wysuwa się odpowiadający jej przerywacz). Klapy, jak i w poprzednich MiG-ach, o przesuwanej osi obrotu (o ok. 40% cięciwy do tyłu). Powierzchnia klap 2 × 1,72 m², maksymalne wychylenie podczas startu 15°, lądowania 25°.

Usterzenie pionowe o skosie krawędzi natarcia 57°37′ (w części przykadłubowej więcej) i grubości względnej 8%. Powierzchnia 4,17 m², w tym 0,93 m² zajmuje ster wychylany o kąt 25°. Usterzenie wysokości płytowe, o powierzchni części ruchomej 5,5 m² (całość 7,78 m²) i kątach wychylenia 17° do dołu oraz 7°10′ do góry (mierzone w płaszczyźnie strumienia opływającego). Grubość względna 7%, kąt skosu 55°, rozpiętość 4,46 m. W układzie sterowania usterzeniem płytowym wzmacniacz bezzwrotny BU-14MS oraz automat ARU-2A dostosowujący obciążenia na drążku do przyzwyczajeń pilota. Układ sterowania zasilany przez oddzielną instalację hydrauliczną, dublowaną przez główną instalację hydrauliczną; dodatkowo jako drugie zabezpieczenie — mechanizm elektryczny APS-4.

Podwozie o konstrukcji zbliżonej do podwozia samolotów MiG-15 oraz MiG-17: trójkołowe, typ wahaczowy, amortyzacja olejowo-powietrzna, główne wciągane w skrzydła, przednie w kadłub w kierunku do przodu. Wymiary kół: 500 × 180 mm, główne 660 × 200 mm. Rozstaw kół podwozia głównego 4,156 m, baza podwozia 4,398 m.

Zespół napędowy

Dwa silniki turboodrzutowe RD-9B z dziewięciostopniową sprężarką osiową oraz dwustopniową turbiną. Paliwo w łącznej ilości 2170 dm³ w 4 zbiornikach kadłubowych: dwóch miękkich za kabiną (1485 oraz 330 dm³) i dwóch metalowych pod dyszami silników (180 oraz 175 dm³). Oprócz tego pod skrzydłami na uniwersalnych zamkach BD-3-56 możliwe podwieszenie dwóch zbiorników dodatkowych po 760 dm³ lub 400 dm³ (od MiG-17). Ciąg startowy silnika RD-9B na maksymalnym zakresie (11 150 obr./min) 25,5 kN, z dopalaniem — 32,4 kN. Włączeniu dopalacza towarzyszy zwiększenie jednostkowego zużycia paliwa o ok. 50–60%. Zużycie to np. przy prędkości 1000 km/h i wysokości lotu 11 000 m wynosi 0,12 kg/(N · h) na maksymalnym zakresie i 0,18 kg/(N · h) przy włączonym dopalaczu.



Tablica przyrządów pokładowych samolotu MiG-19S (opis uproszczony)

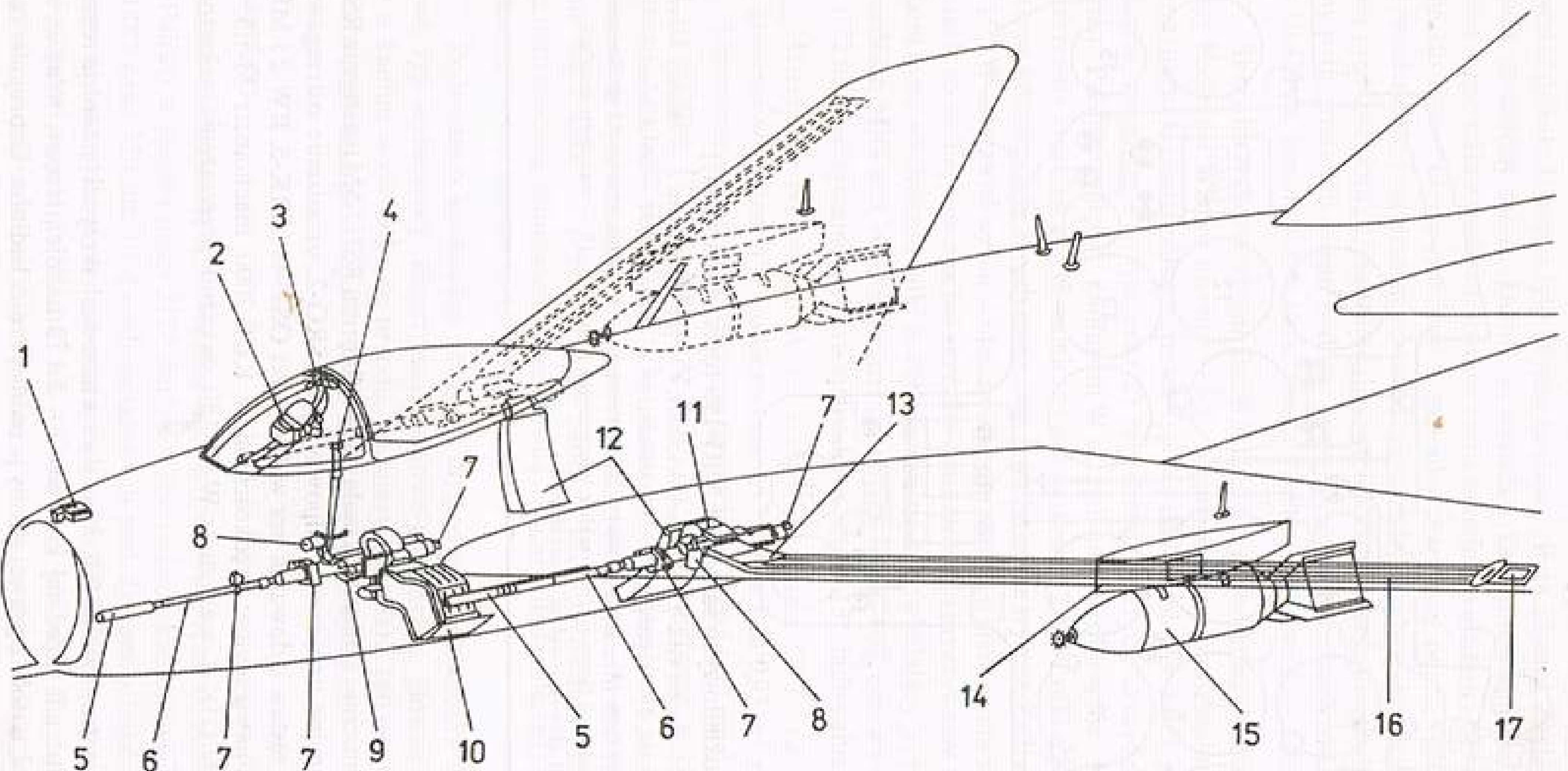
1 — radiowysokościomierz, *2* — busola GIK-1, *3* — wysokościomierz, *4* — prędkościomierz, *5* — sztuczny horyzont, *6* — wskaźnik tlenu, *7* — zegarek, *8* — zakrętomierz, *9* — wariometr, *10* — machometr, *11* — obrotomierz, *12* — termometr gazów wylotowych, *13* — przepływomierz, paliwomierz, *14* — wskaźnik wysokości i spadku ciśnienia w kabinie, *15* — manometr instalacji tlenowej, *16* — tablica informacyjna uzbrojenia, *17* — manometr instalacji wzmacniacza, *18* — manometr głównej instalacji hydraulicznej

Wyposażenie

Wyposażenie radiotechniczne: radiostacja nadawczo-odbiorcza RSIU-3M (następnie RSIU-4W), samolotowe radiolokacyjne urządzenie odpowiadające SRO-2, urządzenie ostrzegawcze „Syrena-2" i uproszczony zestaw lądowania bez widoczności OSP-48 (ARK-5, RW-2 i MRP-48P). Przyrządy pilotażowo-nawigacyjne: prędkościomierz KUS-2000, machometr M-1,5, sztuczny horyzont AGI-1, busola GIK-1, wariometr WAR-150, wskaźnik przeciążenia, zakrętomierz.

Uzbrojenie

Uzbrojenie artyleryjskie: trzy działka NR-30 — dwa w nasadach skrzydeł (amunicja rozmieszczona w skrzydłach wzdłuż ich przedniej krawędzi — 2 × 73 naboje), trzecie, wraz ze skrzynką amunicyjną na 55 naboi, u dołu z prawej strony przedniej części kadłuba. Uzbrojenie rakietowe: dwie wyrzutnie ORO-57K, niosące po 8 niekierowanych pocisków rakietowych S-5 kal. 57 mm. Bloki ORO-57K można podwieszać na wysięgnikach pod skrzydłami lub w miejscu dodatkowych zbiorników paliwa. Celownik ASP-5N. Uzbrojenie bombowe: dwie bomby o masie do 250 kg,



Rozmieszczenie uzbrojenia samolotu MiG-19S

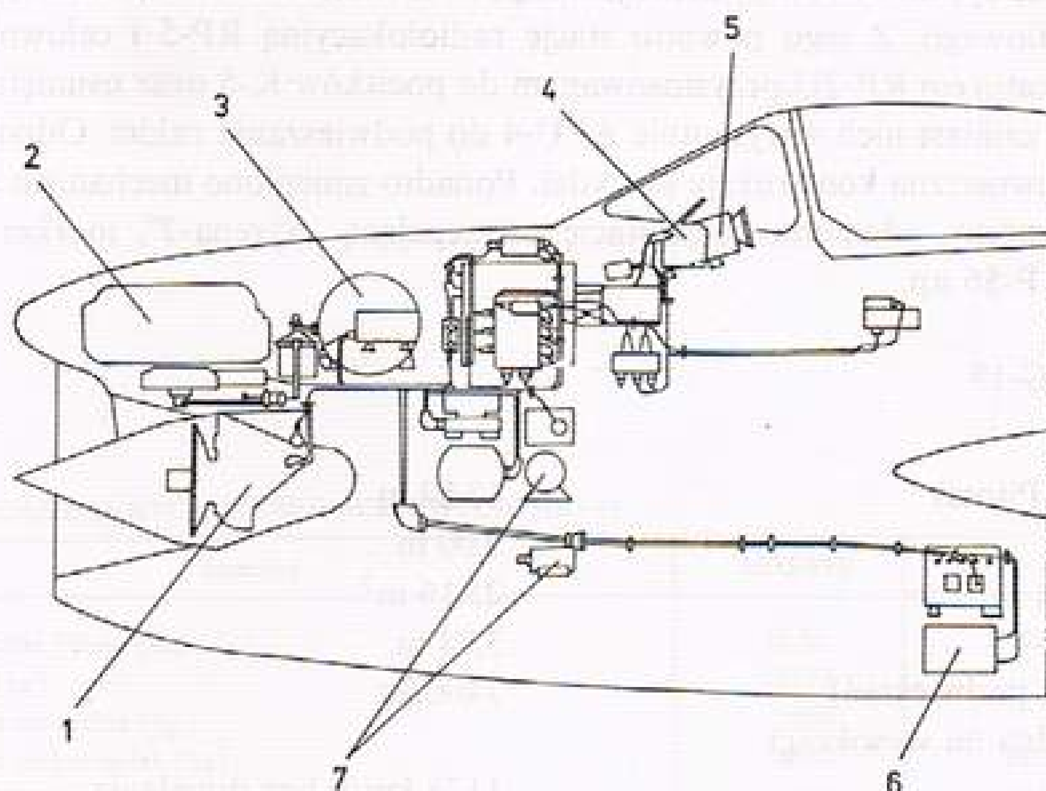
1 — fotokarabin AKS-3M, *2* — głowica celownika ASP-5N, *3* — kamera SSz-45, *4* — przycisk spustowy na drążku sterowym, *5* — tłumik na lufie działka, *6* — działko NR-30, *7* — węzeł mocowania działka, *8* — butla ze sprężonym powietrzem do przeładowania działka, *9* — odprowadzenie łusek, *10* — skrzynka amunicyjna, *11* — rękaw odprowadzający ogniwa taśmy nabojowej, *12* — pojemnik ogniw, *13* — rękaw doprowadzający naboje do działka, *14* — belka zawieszenia, *15* — bomba, *16* — prowadnice taśmy nabojowej działka skrzydłowego, *17* — wziernik do ładowania taśmy nabojowej

zawieszane zamiast zbiorników paliwa. Do kontroli wyników strzelania fotokarabin AKS-3M lub AKS-5 nad wlotem powietrza oraz urządzenie fotograficzne SSz-45 w kabinie pilota (do rejestrowania wskazań celownika). W toku użytkowania MiG-19 w jednostkach dokonano modernizacji i zmian w uzbrojeniu.

Zmiany wprowadzone w MiG-19S w porównaniu z MiG-19:

1. Wprowadzenie płytowego usterzenia wysokości z automatem ARU-2A (MiG-19 miał usterzenie klasyczne z podziałem na statecznik i ster).
2. Dodanie trzeciego hamulca aerodynamicznego pod kadłubem.
3. Zastosowanie oddzielnej instalacji hydraulicznej układu sterowania oraz awaryjnego sterowania elektrycznego.
4. Zamontowanie działek NR-30 zamiast NR-23.
5. Użycie nowej radiostacji RSIU-3, urządzenia odzewowego SRO-2 i busoli GIK-1.
6. Wykonanie urządzeń przepustowych wypuszczających nadmiar powietrza z przedziału silnikowego.
7. Zamontowanie trymera na sterze kierunku.
8. Wprowadzenie nowego teleskopowego mechanizmu fotela wyrzucanego.

Zmieniły się także rozmiary samolotu, np. skrzydło MiG-19 miało powierzchnię 25,16 m^2 i wydłużenie 3,22; usterzenie pionowe — powierzchnię 4,26 m^2, w tym ster 1,1 m^2. Najbardziej zmieniło się usterzenie poziome: w MiG-19 powierzchnia jego części ruchomej wynosiła 5,5 m^2 (całość 8,9 m^2), rozpiętość zaś — 4,79 m.



Stacja radiolokacyjna RP-5 w samolocie MiG-19P

1 — antena układu poszukiwania celu powietrznego, *2* — antena układu śledzenia celu powietrznego, *3* — blok nadawczo-odbiorczy (generacji impulsu i wzmocnienia impulsu odbitego od celu), *4* — blok przekazywania danych (sprzęga RP-5 z ASP-5N), *5* — ekran stacji radiolokacyjnej, *6* — akumulator, *7* — przetwornica

Zmiany wprowadzone w MiG-19P w porównaniu z MiG-19S:

Podstawową nowością było użycie stacji radiolokacyjnej poszukiwania i śledzenia celu RP-5, co wymusiło dalsze zmiany, takie jak:

1. Ograniczenie uzbrojenia artyleryjskiego do dwóch działek skrzydłowych.
2. Wydłużenie przodu kadłuba, przesunięcie przedniej goleni podwozia (baza podwozia zwiększyła się do 4,448 m).
3. Przeniesienie podstawy odbiornika ciśnień powietrznych na prawe skrzydło i fotokarabinu na prawą stronę kadłuba.
4. Zmiana instalacji elektrycznej, pneumatycznej, tlenowej i paliwowej. Zmianie uległ układ tablicy przyrządów.
5. Poszerzenie kabiny pilota, odpowiednio do tego zmieniła się ruchoma część osłony.
6. Zmiana rozmieszczenia wyposażenia radiotechnicznego.
7. W początkowych seriach wersji MiG-19P zastosowano stację „Gorizont-1", służącą do naprowadzania samolotu na cel z naziemnego punktu dowodzenia, w związku z czym radiostację RSIU-4W zastąpiła RSIU-3MG, współpracująca ze stacją „Gorizont-1".
8. Użycie radiolokatora RP-5 spowodowało zmiany konstrukcji przodu kadłuba do wręgi 12.
9. Aby ułatwić naprowadzanie samolotu na cel na dużej wysokości, wprowadzono automat regulacji sterowania ARU-2W, korygowany według wysokości do 15 000 m (ARU-2A — do 10 000 m). W związku z tym zmieniono również kompensację wagową lotek.
10. Zwiększenie masy startowej wersji MiG-19P spowodowało, że wprowadzono ograniczenie napełniania dodatkowych zbiorników paliwa do 540 dm^3 na zbiornik.

Zmiany wprowadzone w MiG-19PM w porównaniu z MiG-19P:

Zasadniczą nowością był nowy rodzaj uzbrojenia: pociski rakietowe RS-2US (K-5) z układem naprowadzania radiowego. Z tego powodu stację radiolokacyjną RP-5 i celownik ASP-5N zastąpiono radiolokatorem RP-2U przystosowanym do pocisków K-5 oraz usunięto działka ze skrzydeł, montując zamiast nich 4 wyrzutnie APU-4 do podwieszania rakiet. Odpowiednio do tego zmieniła się wewnętrzna konstrukcja skrzydeł. Ponadto zmieniono mechanizm awaryjnego zrzucania osłony kabiny, zdemontowano stację ostrzegającą „Syrena-2", marker MRP-48P zamieniono na MRP-56 itp.

Dane samolotu MiG-19

Długość (bez rurki Pitota)	12,59 m
Rozpiętość	9,00 m
Powierzchnia nośna	25,16 m^2
Wysokość	3,74 m
Masa startowa (bez podwieszeń)	7400 kg
Prędkość maksymalna na wysokości	
0 m	1175 km/h bez dopalania
1000 m	1157 km/h bez dopalania
5000 m	1290 km/h (bez dopalania 1124 km/h)
11 000 m	1450 km/h (bez dopalania 1058 km/h)
Prędkość dopuszczalna na wysokości	
do 9000 m	1100 km/h (prędkość przyrządowa)
powyżej 9000 m	1600 km/h ($M = 1,44$)

Pułap praktyczny	17 500 m
Zasięg maksymalny[1] na wysokości	
1000 m	790 km (500 km)
5000 m	1150 km (760 km)
10 000 m	1710 km (1130 km)
12 000 m	1940 km (1300 km)
14 000 m	1950 km (1390 km)
Długotrwałość lotu[1, 2] na wysokości:	
1000 m	1,57 h (1,07 h)
5000 m	1,80 h (1,22 h)
10 000 m	2,32 h (1,52 h)
12 000 m	2,45 h (1,63 h)
14 000 m	2,30 h (1,72 h)
Długość rozbiegu[3]	600–650 m
Długość startu do wysokości 25 m[3]	1300–1500 m
Prędkość oderwania	280–300 km/h
Przeciążenie eksploatacyjne	
bez zbiorników dodatkowych	8
z pustymi zbiornikami dodatkowymi	6,5
z pełnymi zbiornikami dodatkowymi	5

[1] Ze zbiornikami dodatkowymi 1200 dm^3, w nawiasie — bez zbiorników.
[2] Z rezerwą 7%.
[3] Bez dopalacza, bez zbiorników dodatkowych, klapy wychylone 15°. Ze zbiornikami dodatkowymi 30–35% więcej.

DANE INNYCH WERSJI SERYJNYCH MiG-19

Samolot	MiG-19S	MiG-19P	MiG-19PM
Długość bez rurki Pitota [m]	12,54	13,025	13,025
Masa własna [kg]	5172		5200
Masa startowa normalna [kg]	7560		
Masa startowa maksymalna [kg]	8662	9100	9100
Prędkość maksymalna [km/h]	1454	1445	1445
Pułap praktyczny [m]	17 500	17 250	16 800
Czas wznoszenia [min]		7,5	9,0
na wysokość [km]		17,25	16,8
Zasięg [km]	2000	1910	1910
Długotrwałość lotu [h]		2,5	2,5
Prędkość lądowania [km/h]	235		

DANE WARIANTÓW DOŚWIADCZALNYCH I PROTOTYPÓW SAMOLOTU MiG-19

Samolot	M (I-350)	SM-2	SM-9/1	SM-7	SM-10	SM-30	SM-12/3	SM-12PM	SM-12PMU	SM-50
Rok	1951	1952	1953	1955	1955	1956	1957	1957	1958	1959
Silniki	1 × TR-3A	2 × AM-5	2 × RD-9B	2 × RD-9B		2 × RD-9B + PRD-22	2 × RZ-26	2 × RZ-26	2 × RZM-26 + U-19D*)	2 × RD-9BM + U-19*)
Masa startowa [kg]	8000	6820		7730		7400				9000
Prędkość maksymalna [km/h]	1240	1192	1452	1432	1100	1200	1930	1720	1720**)	1800
Pułap [m]	16 600	16 200	17 500	17 250		17 500	18 000	17 400	24 000	24 000
Czas wznoszenia [min]	1,1	3,3	2,6	3,0		1,1	2,0	4,0	4,0 **)	8,0
na wysokość [km]	5	10	15	15		10	10	10	10	20
Zasięg [km]	1120	2700	1390	1100		2200	1945	1700	1700**)	800
Uzbrojenie artyleryjskie	1 × N-37 2 × NR-23	2 × N-37	3 × NR-23	2 × NR-30	1 × NR-30	3 × NR-30	2 × NR-30	—	—	2 × NR-30

*) U-19 i U-19D to przyśpieszacze z silnikiem rakietowym RU-01Z o ciągu 31,4 kN.

**) Bez przyśpieszacza.

I-3, I-7, I-75

Samoloty myśliwskie działające w automatycznym kompleksie przechwytywania „Uragan".

Płatowiec

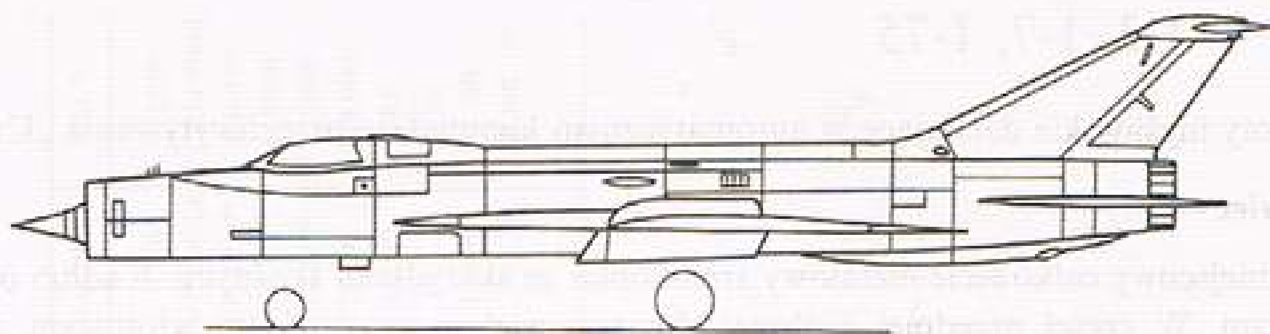
Jednomiejscowy całkowicie metalowy średniopłat ze skrzydłami skośnymi. Kadłub o przekroju okrągłym. W części przedniej czołowy chwyt powietrza ze stożkiem wlotowym. Usterzenie poziome płytowe.

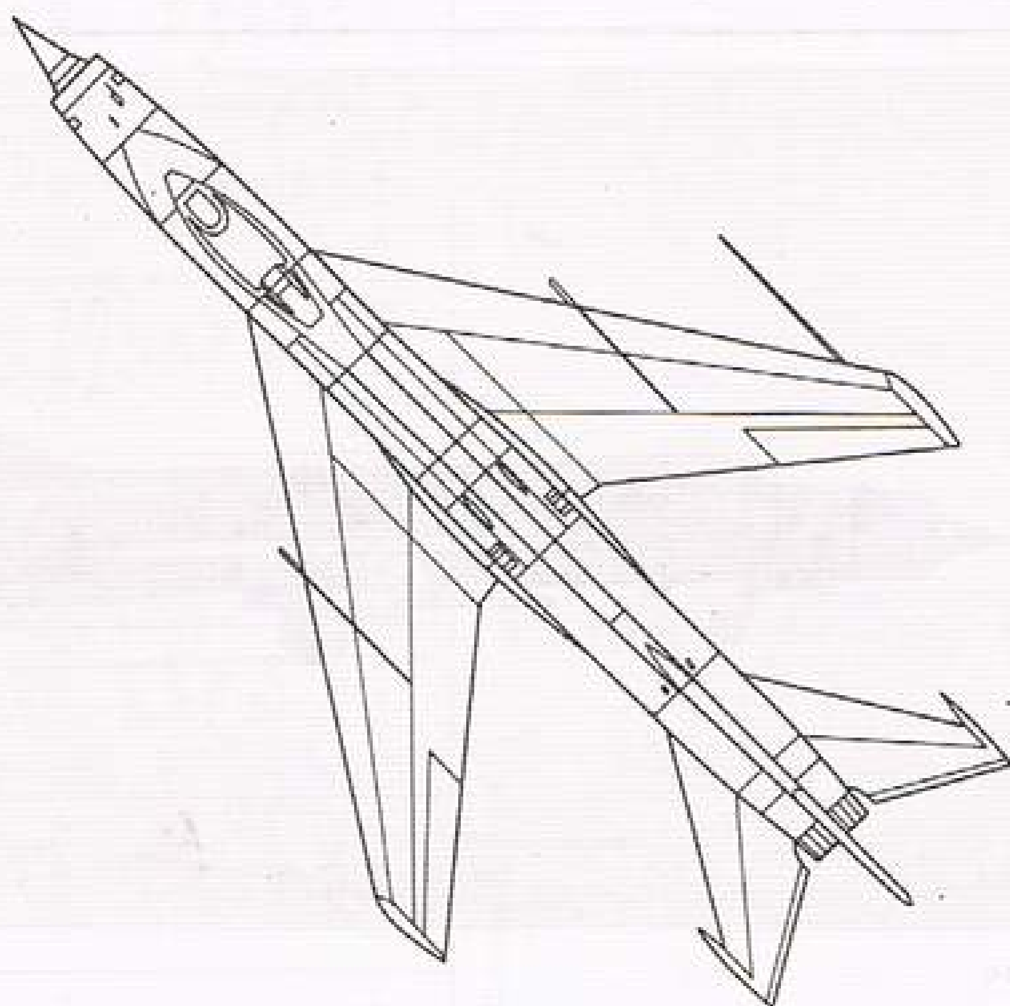


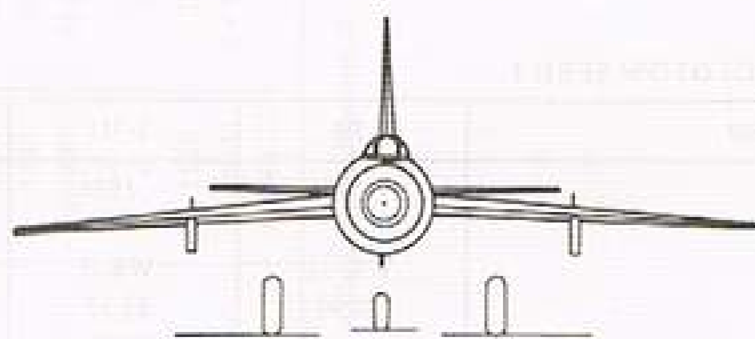
I-75

DANE SAMOLOTÓW SERII I

Samolot	I-1	I-3U	I-7U	I-75F
Rok	1953	1956	1956	1957
Silnik				
typ	WK-7F	WK-3	AL-7F	AL-7F-1
ciąg [kN]	50,99	82,37	82,37	82,37
Długość [m]		16,73		16,96
Rozpiętość [m]		9,3		9,97
Powierzchnia nośna [m²]		26,0		31,2
Skos skrzydła [°]	55	60	55	55
Masa startowa [kg]	6800	9220	7950	11 380
Prędkość maksymalna [km/h]	1300	1960	1420	2300
Pułap praktyczny [m]	17 000	18 000	19 100	21 000
Czas wznoszenia [min]		2,4		2,0
na wysokość [km]		15		10
Zasięg [km]	2500	1800		2000
Uzbrojenie	1 dz. 37 mm 2 dz. 23 mm	2 dz. 30 mm 4 bloki npr	2 dz. 30 mm 4 bloki npr	2 kpr







I-75

Zespół napędowy

Jeden silnik turboodrzutowy o dużym ciągu.

Uzbrojenie

W pierwszych samolotach działka i niekierowane pociski rakietowe, w ostatnich — I-75 oraz I-75F — dwa kierowane pociski rakietowe powietrze-powietrze, choć przewidywano także użycie działka nowego typu, montowanego pod kadłubem (patrz rys. na s. 106).

MiG-21

Samolot myśliwski. Wczesny prototyp, E-2, oblatany w 1955 r., produkcja seryjna rozpoczęta w 1958 r. Cztery kolejne generacje MiG-21 to myśliwce frontowe (najpopularniejszy wśród nich MiG-21F-13), myśliwce przechwytujące (MiG-21PF, MiG-21PFM), samoloty wielozadaniowe (MiG-21S, MiG-21SM, MiG-21SMT) oraz MiG-21bis. Powstały także seryjne warianty rozpoznawcze i szkolno-bojowe oraz wiele samolotów eksperymentalnych. Produkowany masowo, użytkowany w wielu krajach świata.

Opis dotyczy samolotu MiG-21F-13 późnej serii produkcyjnej.

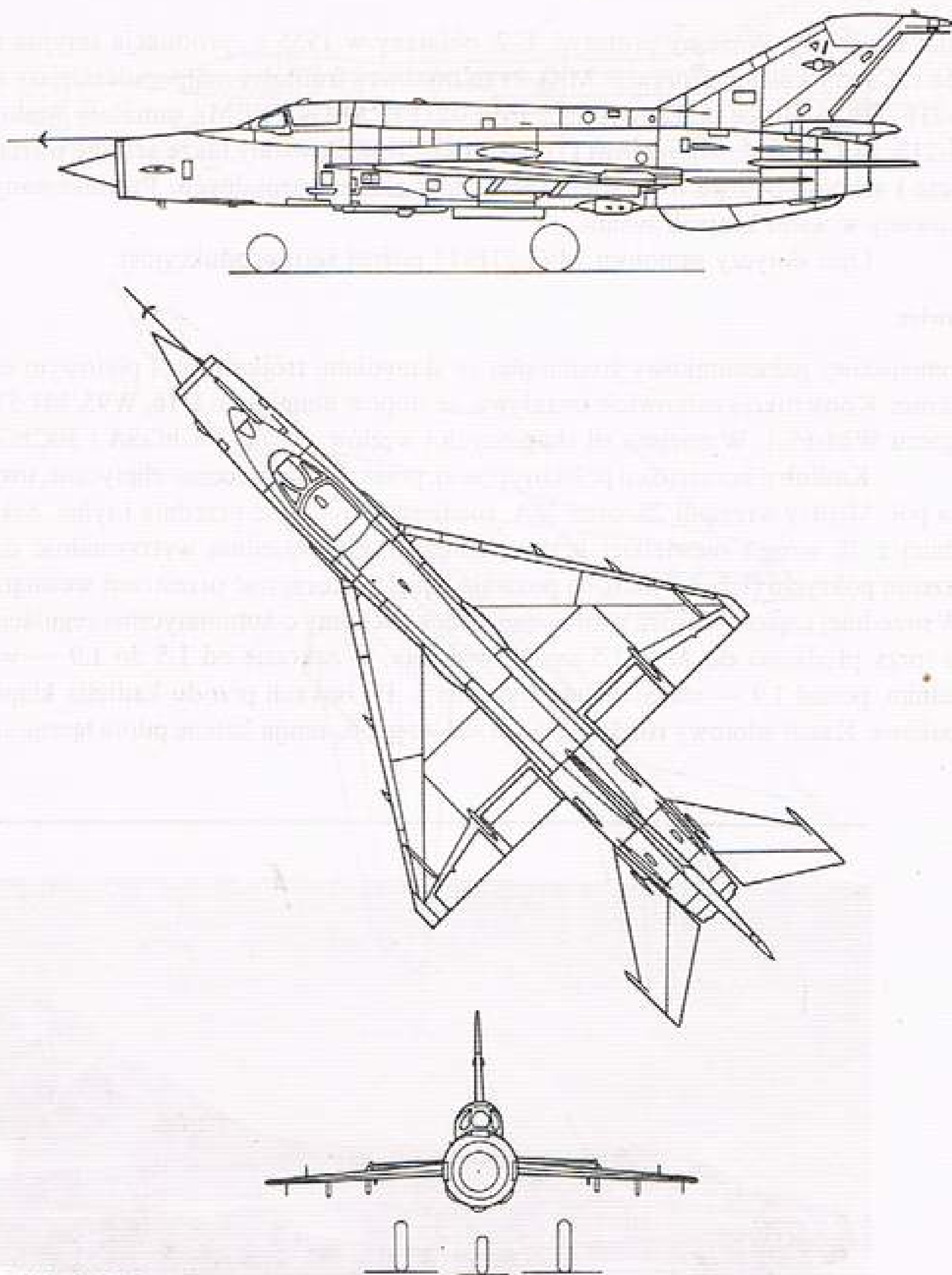
Płatowiec

Jednomiejscowy jednosilnikowy średniopłat ze skrzydłami trójkątnymi i płytowym usterzeniem wysokości. Konstrukcja całkowicie metalowa, ze stopów aluminium D16, W95, MŁ5T4, AK-4-1 i magnezu WM-65-1. W miejscu sił skupionych i węzłów — stal 30ChGSA i 30ChGSNA.

Kadłub o konstrukcji półskorupowej, przekroje poprzeczne eliptyczne, uwzględniona reguła pól. Między wręgami 28. oraz 28A. rozdzielany na część przednią i tylną. Szkielet części przedniej z 28 wręg i niewielkiej liczby podłużnic. Odpowiednia wytrzymałość dzięki nieco grubszemu pokryciu (1,2–3,5 mm), co pozwala lepiej wykorzystać przestrzeń wewnątrzkadłubową. W przedniej części dyfuzora wlotowego stożek ruchomy o automatycznej regulacji przekroju wlotu (przy prędkości do $M = 1{,}5$ stożek wsunięty, w zakresie od 1,5 do 1,9 — w położeniu pośrednim, ponad 1,9 — maksymalnie wysunięty). Po bokach przodu kadłuba klapki przeciwpompażowe. Kanał wlotowy rozdziela się przed wręgą 6., omija kabinę pilota łącząc się za wręgą

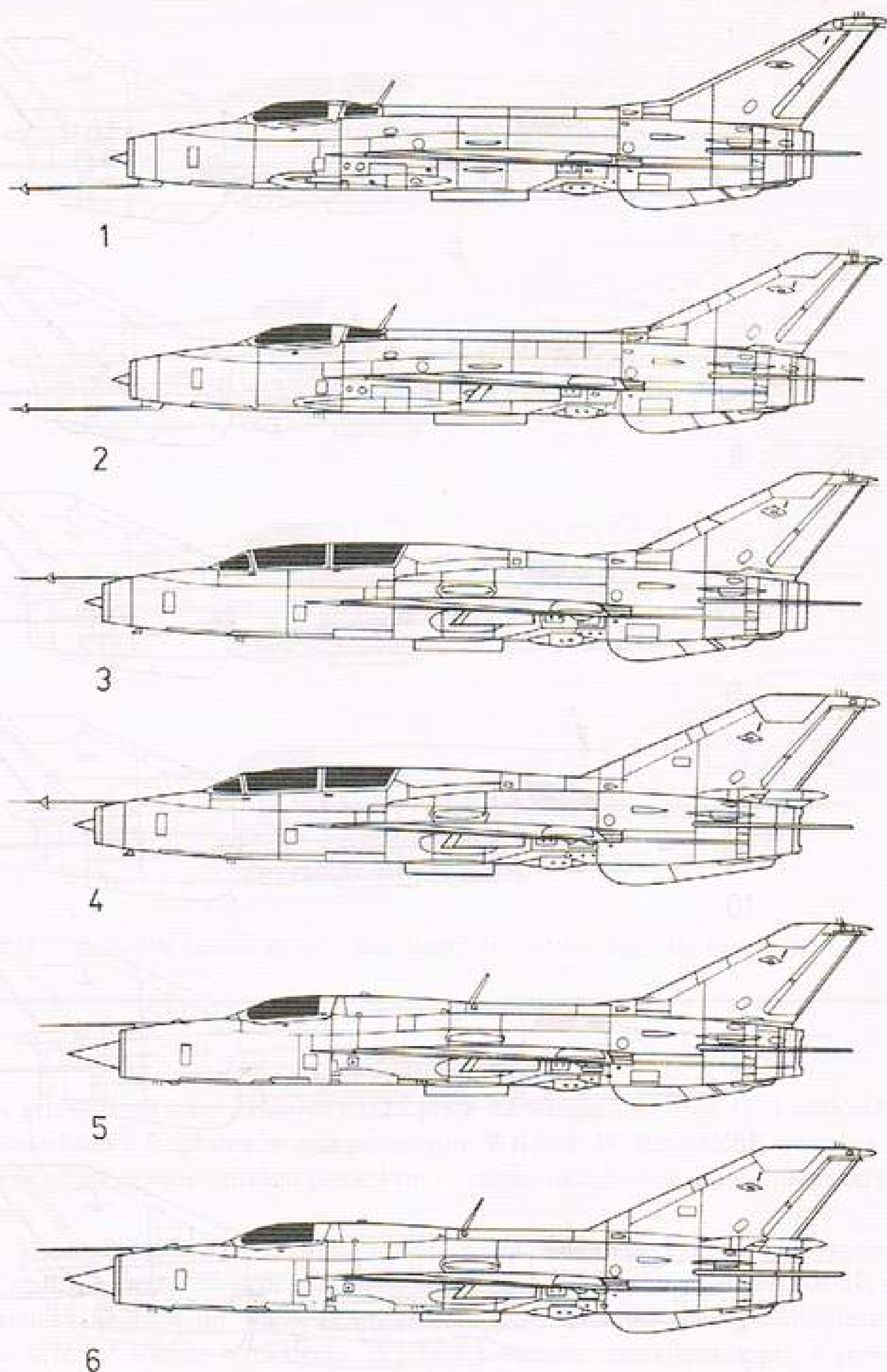


MiG-21F-13


MiG-21SM

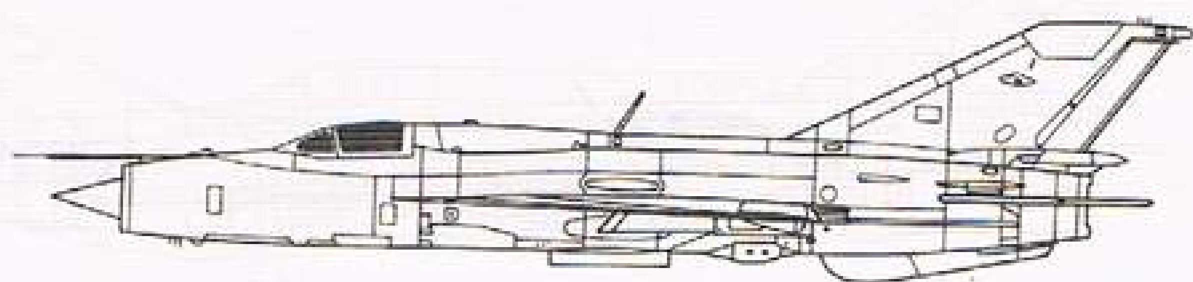
11., przed wręgą 22. przyjmuje kształt kołowy. Pod wlotem powietrza odbiornik ciśnień powietrznych (awaryjny z prawej strony u góry). Między wręgami 3. oraz 6. u dołu wnęka podwozia przedniego.

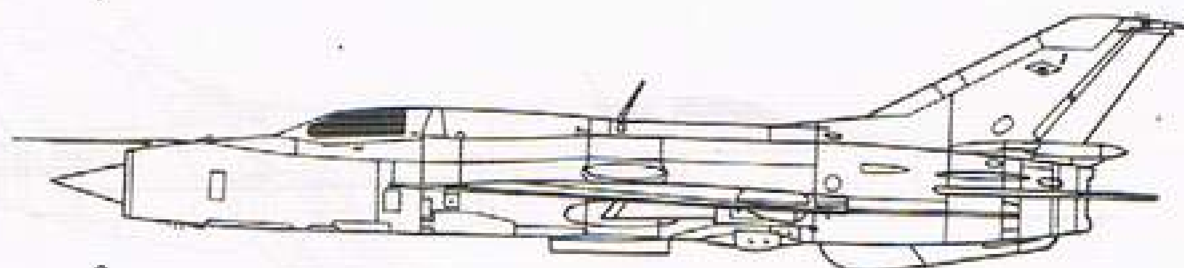
W hermetycznej przestrzeni między wręgami 6. oraz 11. — kabina pilota z fotelem wyrzucanym umożliwiającym opuszczenie samolotu przy prędkości do 1100 km/h na wysokości ponad 110 m nad ziemią. Osłona kabiny otwierana do przodu, w razie katapultowania przylega do fotela zabezpieczając pilota (system katapultowania SK). Wewnątrz kabiny z przodu szyba

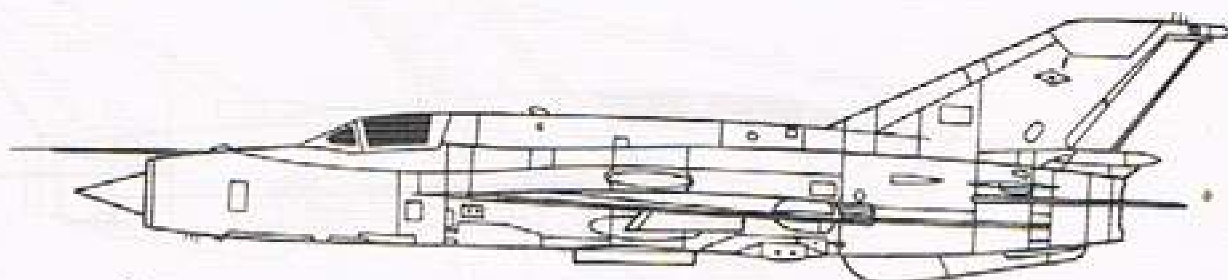


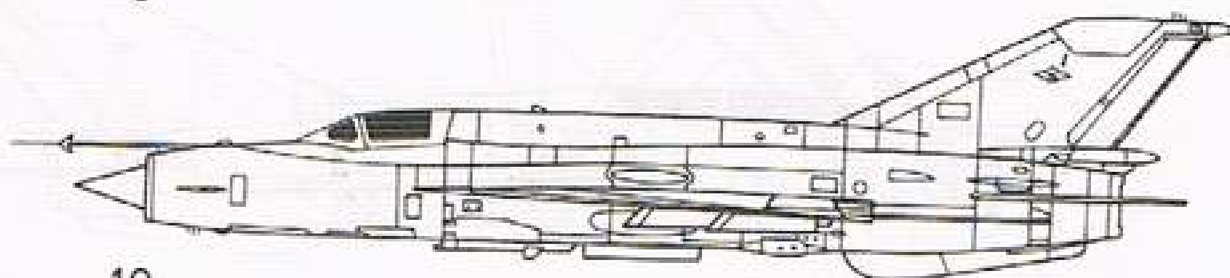
Wersje seryjne samolotu MiG-21

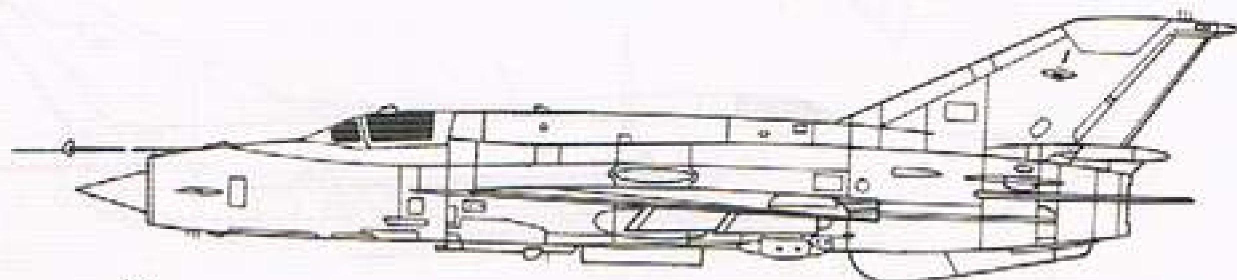
1 — MiG-21F (samolot 72), *2* — MiG-21F-13 (samolot 74), *3* — MiG-21U (samolot 66-400), *4* — MiG-21U (samolot 66-600), *5* — MiG-21PF (samolot 76), *6* — MiG-21PFM (samolot 77),

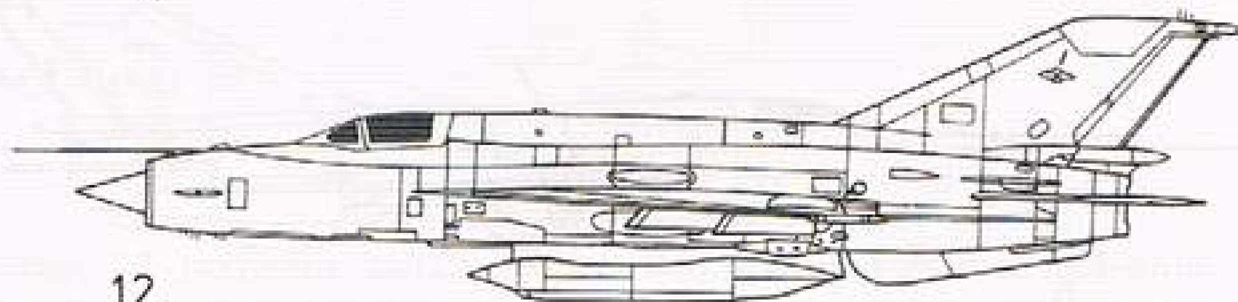




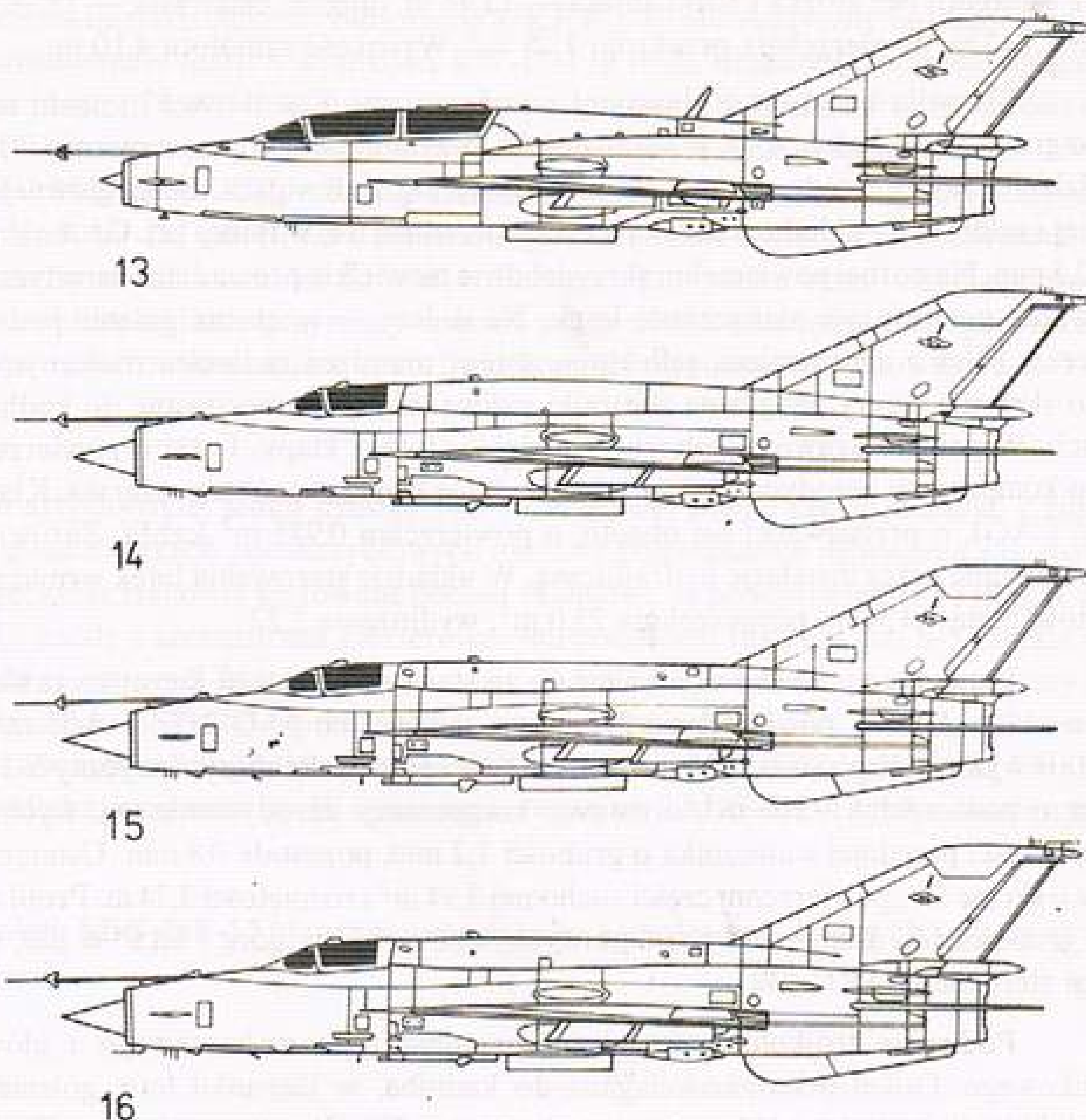








7 — MiG-21PFM (samolot 94), *8* — MiG-21PFS, *9* — MiG-21S (samolot 95), *10* — MiG-21M (samolot 96), *11* — MiG-21SM (samolot 95M), MiG-21MF (samolot 96), *12* — MiG-21R (samolot 94R),



13 — MiG-21UM (samolot 69), *14* — MiG-21SMT, *15* oraz *16* — MiG-21bis (samolot 75)

pancerna o grubości 62 mm, pancerne także płyty na wręgach 6. oraz 11. i zagłówek fotela pilota. Wysokościowy kombinezon kompensacyjny WKK-4. W niewysokiej owiewce łączącej osłonę kabiny pilota ze statecznikiem pionowym — cięgna układu sterowania, przewody rurowe i elektryczne.

Między wręgami 11. oraz 22., wokół kanału wlotowego i silnika ułożonych kolejno 6 miękkich zbiorników paliwa. Z prawej strony kadłuba poniżej kabiny działko NR-30, a za nim po obu stronach kadłuba do wręgi 11. mocowane dwa hamulce aerodynamiczne o łącznej powierzchni 0,76 m^2 i kącie wychylenia 25°. Trzeci hamulec aerodynamiczny, o powierzchni 0,47 m^2 i kącie wychylenia 40°, mocowany pod kadłubem na wrędze 25. Pod kadłubem belka podwieszenia dodatkowego zbiornika paliwa, po bokach wnęki podwozia głównego.

Tylna część kadłuba ma 13 wręg. U dołu, na całej długości grzebień ustateczniający, którego przednia część z materiału radioprzeźroczystego kryje antenę urządzenia telemetrycznego. Największa wysokość grzebienia 35,2 cm. Z lewej strony wnęka ze spadochronem hamującym o powierzchni 16 m^2. Wewnątrz, między wręgami 29. i 34., żaroodporna osłona silnika z karbo-

wanej stali nierdzewnej. Długość kadłuba (bez usterzenia, stożka wlotowego i rurki Pitota) — 12,17 m, samolotu bez stożka i rurki Pitota — 13,46 m, długość całkowita — 15,76 m. Średnica kadłuba 1,242 m, powierzchnia przekroju 1,28 m^2. Wysokość samolotu 4,10 m.

Skrzydła trójkątne z obciętymi zakończeniami. Kąt skosu 57°, profil szybkościowy CAGI o grubości względnej 4,2% w nasadzie i 5% przy końcach. Kąt nastawienia 0°, kąt wzniosu −2°. Szkielet nośny każdego skrzydła składający się z dźwigara, belki głównej, podłużnicy przedniej i tylnej oraz układu żeberek (w części przedniej 26, w tylnej 12). Grubość pokrycia od 1,5 do 2,5 mm. Na górnej powierzchni skrzydeł dwie niewielkie prowadnice aerodynamiczne oraz przerywacze polepszające skuteczność lotek. Na dolnej — wnęki na golenie podwozia, węzły zawieszenia belek z uzbrojeniem, reflektory, anteny urządzeń radioelektronicznych. Wewnątrz każdego skrzydła cztery integralne zbiorniki paliwa. Skrzydła mocowane do kadłuba w pięciu miejscach. W pobliżu krawędzi spływu skrzydeł — lotki i klapy. Lotki o powierzchni 0,59 m^2 każda, o kompensacji aerodynamicznej, na lewej lotce klapka wyrównoważająca. Klapy skrzydłowe typu CAGI, o przesuwanej osi obrotu, o powierzchni 0,935 m^2 każda. Zarówno klapy jak i lotki poruszane przez instalację hydrauliczną. W układzie sterowania lotek wzmacniacz BU-45. Rozpiętość płata 7,154 m, powierzchnia 23,0 m^2, wydłużenie 2,22.

Usterzenie pionowe składające się ze statecznika i steru kierunku zawieszonego na trzech węzłach. Łączna powierzchnia 3,8 m^2 (w samolotach MiG-21F — 4,08 m^2, usterzenie węższe, ale wyższe). Kąt skosu 60° wzdłuż krawędzi natarcia. Profil symetryczny S-11 o grubości 6%. Ster o powierzchni 0,965 m^2, o osiowej kompensacji aerodynamicznej, wychylany o 25°. Pokrycie części przedniej statecznika o grubości 1,2 mm, pozostałe 0,8 mm. Usterzenie poziome płytowe o skosie 55°, powierzchni części ruchomej 3,94 m^2 i rozpiętości 3,74 m. Profil symetryczny A6A o grubości 6%. Usterzenie poziome wychylane o 7,5° w górę i 16,5° w dół, ma automat regulacji sterowania ARU-3W.

Podwozie trójkołowe z golenią przednią typu wahaczowego i głównymi typu wspornikowego. Goleń przednia wciągana do kadłuba, w kierunku lotu, golenie główne do skrzydeł, koła do kadłuba z jednoczesnym obrotem o 87°. Wypuszczanie i wciąganie podwozia hydrauliczne, awaryjne — pneumatyczne, sprężonym powietrzem z butli. Rozstaw kół podwozia głównego 2,692 m, baza podwozia 4,810 m. Rozmiary kół głównych 660 × 200 mm, koła przedniego 500 × 180 mm. Koła mają hamulce tarczowe z urządzeniem przeciwpoślizgowym i tłumik drgań.

Zespół napędowy

Dwuwałowy silnik turboodrzutowy R-11F-300 (inaczej 37F) o masie 1182,2 kg, ułożony wewnątrz kadłuba. Ma sześciostopniową sprężarkę osiową, dziesięć komór spalania we wspólnej osłonie, dwustopniową osiową turbinę oraz komorę dopalacza z dyszą wylotową. Ciąg bez dopalacza 38,2 kN, z dopalaczem regulowany w zakresie 48,0–56,4 kN. Paliwo w sześciu zbiornikach kadłubowych o pojemnościach 235, 720, 265, 200, 240, 240 dm^3 oraz czterech skrzydłowych: dwóch po 175 i dwóch po 110 dm^3 — łącznie 2470 dm^3. Pod kadłubem możliwe podwieszanie dodatkowego zbiornika o pojemności 490 dm^3. Aby utrzymać wyrównoważenie samolotu, pobieranie paliwa ze zbiorników odbywa się w ustalonej kolejności. Na MiG-21F i pierwszej serii MiG-21F-13 silnik R-11F-300 o ciągu maksymalnym 36,8 kN, z dopalaniem 53,9 kN, a zapas paliwa w zbiornikach wewnętrznych 2280 dm^3 (sześciu kadłubowych i dwóch skrzydłowych).

Wyposażenie

Wyposażenie radioelektroniczne: radiostacja UKF R-802, automatyczny radiokompas ARK-10, radiowysokościomierz małych wysokości RW-UM (RW-3), urządzenie odpowiadające SRO-2, sygnalizator przelotu MRP-56P, stacja aktywnej odpowiedzi SOD-57 i urządzenie ostrzegawcze „Syrena". Podstawowe przyrządy pilotażowo-nawigacyjne: prędkościomierz KUSI-2500K, machometr M-2,5K, busola KSI, sztuczny horyzont AGD-1, pilot automatyczny KAP-2K. Pilot automatyczny KAP-2K umożliwia tłumienie drgań, stabilizuje zadany kąt przechylenia w zakresie ±35° oraz sprowadza samolot do lotu poziomego w przypadku utraty orientacji przez pilota. W kabinie znajdują się także przyrządy kontroli pracy silnika oraz innych agregatów i instalacji. Działanie na dużych wysokościach umożliwia komplet wyposażenia tlenowego KKO-5.

Uzbrojenie

Uzbrojenie artyleryjskie: jedno działko NR-30 w prawej dolnej części kadłuba, z zapasem 60 naboi. Na dwóch belkach podskrzydłowych możliwe podwieszenie uzbrojenia rakietowego lub bombowego, które stanowią kierowane pociski rakietowe na podczerwień K-13 (R-3S), zasobniki UB-16-57U, każdy z szesnastoma niekierowanymi pociskami rakietowymi S-5, ciężkie niekierowane pociski rakietowe S-24 lub bomby o masie do 500 kg. Do celowania automatyczny optyczny celownik strzelecki ASP-5ND sprzężony z radiodalmierzem SRD-5M. Możliwe także wyposażenie samolotu w aparat fotograficzny AFA-39. W samolocie MiG-21F dwa działka NR-30 po obu stronach kadłuba, z zapasem po 30 naboi, w pierwszej serii MiG-21F-13 jedno działko z zapasem 30 naboi.

Dane samolotu MiG-21F-13 (dane masowe dotyczą samolotów pierwszych serii, w nawiasie — ostatnich serii)

Masa własna	4871 kg (4980 kg)
Masa startowa	
z dwiema rakietami K-13	7100 kg (7370 kg)
z dwiema rakietami K-13 i dodatkowym zbiornikiem paliwa	7570 kg
maksymalna	8386 kg (8625 kg)
Prędkość maksymalna na wysokości	
0 m	1100 km/h
12 500 m	2125 km/h
Maksymalna liczba Macha	$M = 2{,}05$
Pułap praktyczny	19 000 m
Czas wznoszenia w locie z dopalaczem na wysokość:	
5000 m	1,5 min (bez podwieszeń)
10 000 m	3,2 min (z dwiema rakietami)
19 000 m	10,9 min (z dwiema rakietami)
19 000 m	13,5 min (z dwiema rakietami i dodatkowym zbiornikiem paliwa)
Zasięg	
bez zbiornika dodatkowego	1300 km
ze zbiornikiem dodatkowym	1580 km

Długotrwałość lotu		
	bez zbiornika dodatkowego	1 h 37 min
	ze zbiornikiem dodatkowym	1 h 56 min
Prędkość lądowania		260–270 km/h

Zmiany wprowadzone w drugiej generacji MiG-21 w porównaniu z MiG-21F-13 (na przykładzie MiG-21PFM, wersja 94):

Samolot MiG-21PFM jest myśliwcem przechwytującym, dlatego też podstawowa zmiana to wyposażenie w stację radiolokacyjną RP-21M „Sapfir", pozwalającą wykrywać cele powietrzne w nocy i w trudnych warunkach atmosferycznych. Konstrukcja kadłuba w zasadzie nie zmieniona, oprócz części przedniej. Długość kadłuba 12,29 m. Stożek wlotu z materiału radioprzeźroczystego o grubości 14 mm, o znacznie większych rozmiarach, kryjący antenę stacji radiolokacyjnej. Wysuwany o 20 cm (na ziemi w celu umożliwienia dostępu do wyposażenia o dalsze 60 cm). Część powietrza z dyfuzora wlotowego używana do chłodzenia bloków radaru (przy prędkości do $M = 1{,}35$). Rurka Pitota (PWD-5) przeniesiona nad otwór wlotowy. Fotel wyrzucany KM-1, o nowej konstrukcji, umożliwia katapultowanie się przy prędkości przyrządowej od 130 do 1200 km/h na wysokości od 0 do 25 000 m. Zmieniona osłona kabiny, składająca się z nieruchomej części przedniej i części ruchomej otwieranej na prawy bok. Za kabiną wypukła owiewka mieszcząca siódmy kadłubowy zbiornik paliwa. Pojemnik na spadochron hamujący PT-21UK przeniesiony do podstawy statecznika pionowego. Powierzchnia przednich hamulców aerodynamicznych zwiększona do 0,884 m^2.

Płat o nowej konstrukcji klap: klapy z nadmuchem (tzw. system SPS, od: sduw pogranicznego słoja). Powietrze wydmuchiwane ze szczelin przed klapami pobierane jest zza sprężarki silnika i doprowadzane kanałami gazowymi wewnątrz skrzydeł. Powierzchnia klap $2 \times 0{,}92$ m^2, wychylenie podczas startu 25°, podczas lądowania 45°. Pozostałe dane bez zmian.

Usterzenie pionowe wyposażone w statecznik o prostej krawędzi natarcia i powierzchni zwiększonej do 5,32 m^2 (ster bez zmian).

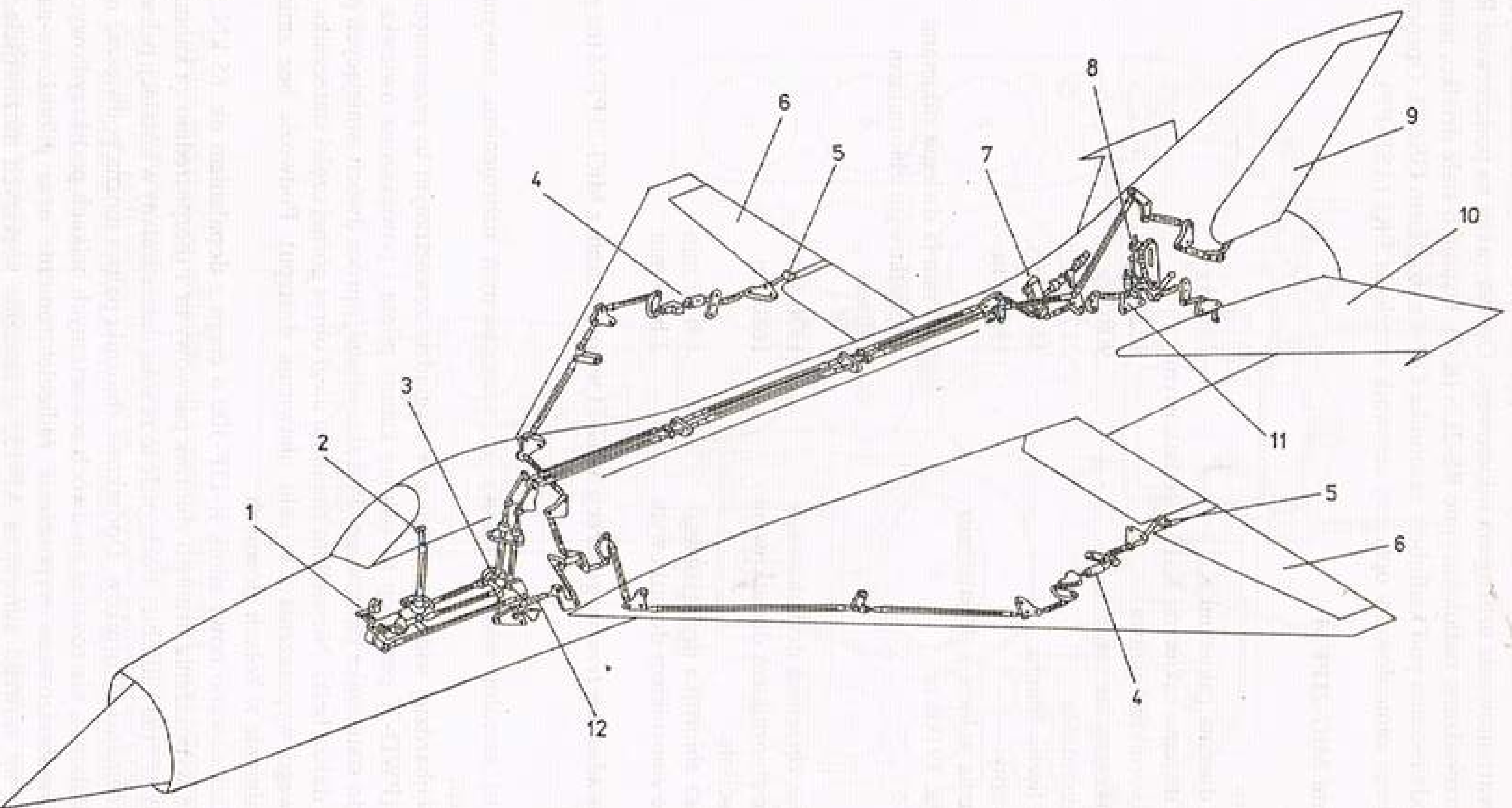
Podwozie główne z kołami o zwiększonej średnicy (800 mm). Nieznacznie zmieniony rozstaw kół (2,787 m^2) i baza podwozia (4,710 m).

Napęd stanowi zmodernizowany silnik R-11F-2S-300 (37F-2S, S oznacza przystosowanie do systemu SPS) o maksymalnym ciągu 60,6 kN. Ilość paliwa w zbiornikach wewnętrznych zwiększona do 2680 dm^3 dzięki utworzeniu nowego metalowego zbiornika nr 7 w owiewce za kabiną pilota. Dodatkowe wyposażenie służące do skrócenia długości rozbiegu to dwa startowe przyśpieszacze rakietowe SPRD-99 o ciągu 24,5 kN każdy, które można podwieszać po bokach kadłuba.

Unowocześniono wyposażenie (np. użyto nowy typ urządzenia zapytująco-odpowiadającego „Chrom-Nikiel").

SKUTECZNOŚĆ PRZYŚPIESZACZY STARTOWYCH SPRD-99 I SYSTEMU SPS NA SAMOLOCIE MiG-21PFM

Długość rozbiegu	bez SPRD-99 i z minimalnym dopalaniem	850–1350 m
	z SPRD-99 i z pełnym dopalaniem	360–430 m
Długość dobiegu	z hamowaniem kół	1100–1250 m
	z hamowaniem kół i wypuszczeniem spadochronu	850–950 m
	z hamowaniem kół, wypuszczeniem spadochronu i włączonym systemem SPS	420–500 m



Układ sterowania samolotu MiG-21PFM

1 — sterownica nożna, *2* — drążek sterowy, *3* — przekładnia sterowania lotkami, *4* — wzmacniacz hydrauliczny lotek BU-45A, *5* — węzeł lotki, *6* — lotka, *7* — mechanizm wykonawczy automatu regulacji sterowania usterzeniem wysokości ARU-3W, *8* — wzmacniacz hydrauliczny usterzenia wysokości BU-51MS, *9* — ster kierunku, *10* — płytowe usterzenie wysokości, *11* — sygnalizator kątów wychylenia statecznika poziomego, *12* — mechanizm wykonawczy pilota automatycznego KAP-2

Zasadnicza zmiana w uzbrojeniu to wprowadzenie stacji radiolokacyjnej RP-21M, co umożliwiło zwariantowanie uzbrojenia rakietowego. Oprócz rakiet na podczerwień R-3S można stosować naprowadzane radiolokacyjnie RS-2US (K-5). Usunięto stałe działko, istnieje jedynie możliwość podwieszenia pod kadłubem zasobnika GP-9 z działkiem GSz-23. Oprócz celownika radiolokacyjnego zamontowany optyczny celownik strzelecki PKI (ASP-PF).

Dane samolotu MiG-21PFM

Masa startowa	
z dwiema rakietami K-13	7750 kg
z dwiema rakietami K-13 i dodatkowym zbiornikiem paliwa	8220 kg
maksymalna	9080 kg
Prędkość maksymalna	2175 km/h
Maksymalna liczba Macha	$M = 2{,}05$
Pułap praktyczny	19 000 m
Czas wznoszenia w locie z dopalaczem na wysokość 19 000 m	11,4 min (z dwiema rakietami i dodatkowym zbiornikiem paliwa)
Zasięg	
bez zbiornika dodatkowego	1370 km
ze zbiornikiem dodatkowym	1680 km
Długotrwałość lotu	
bez zbiornika dodatkowego	1 h 47 min
ze zbiornikiem dodatkowym	2 h 09 min

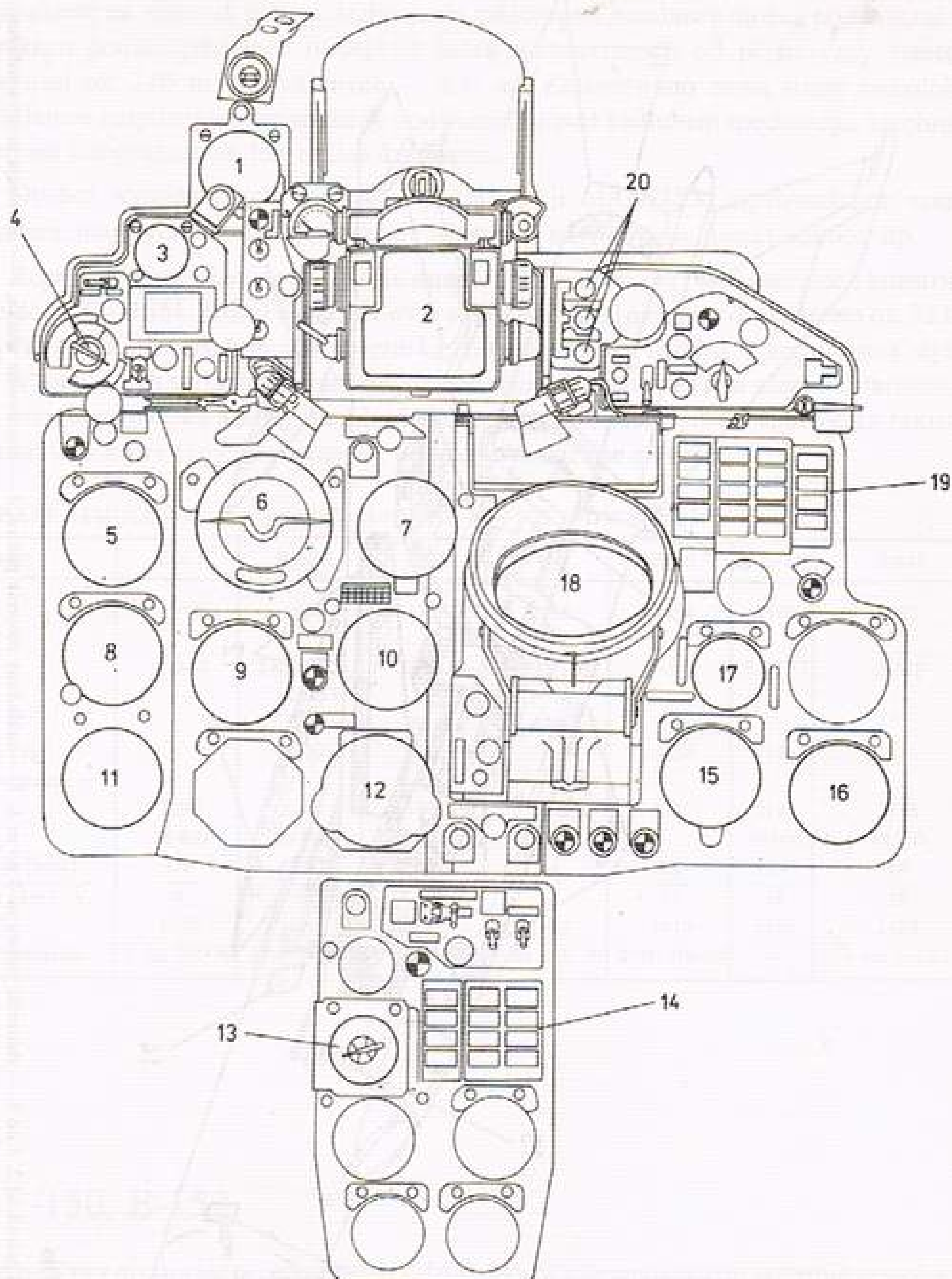
Zmiany wprowadzone w trzeciej generacji MiG-21 w porównaniu z MiG-21PFM (na przykładzie MiG-21SM):

MiG-21SM to samolot wielozadaniowy ze wzmocnionym uzbrojeniem, nowym silnikiem i wyposażeniem.

Najbardziej widoczne różnice w wyglądzie zewnętrznym to przesunięcie w prawo rurki Pitota (PWD-7), peryskop na osłonie kabiny pilota i powiększona owiewka za kabiną, ciągnąca się do statecznika pionowego. Pod skrzydłami, oprócz dwóch istniejących poprzednio, dodano dwie dalsze belki. Niewielkim zmianom uległ obrys górnej części statecznika pionowego (wskutek nowego wyposażenia i w celu ułatwienia dostępu). Podwozie bez zmian, jedynie zwiększone ciśnienie w kołach głównych.

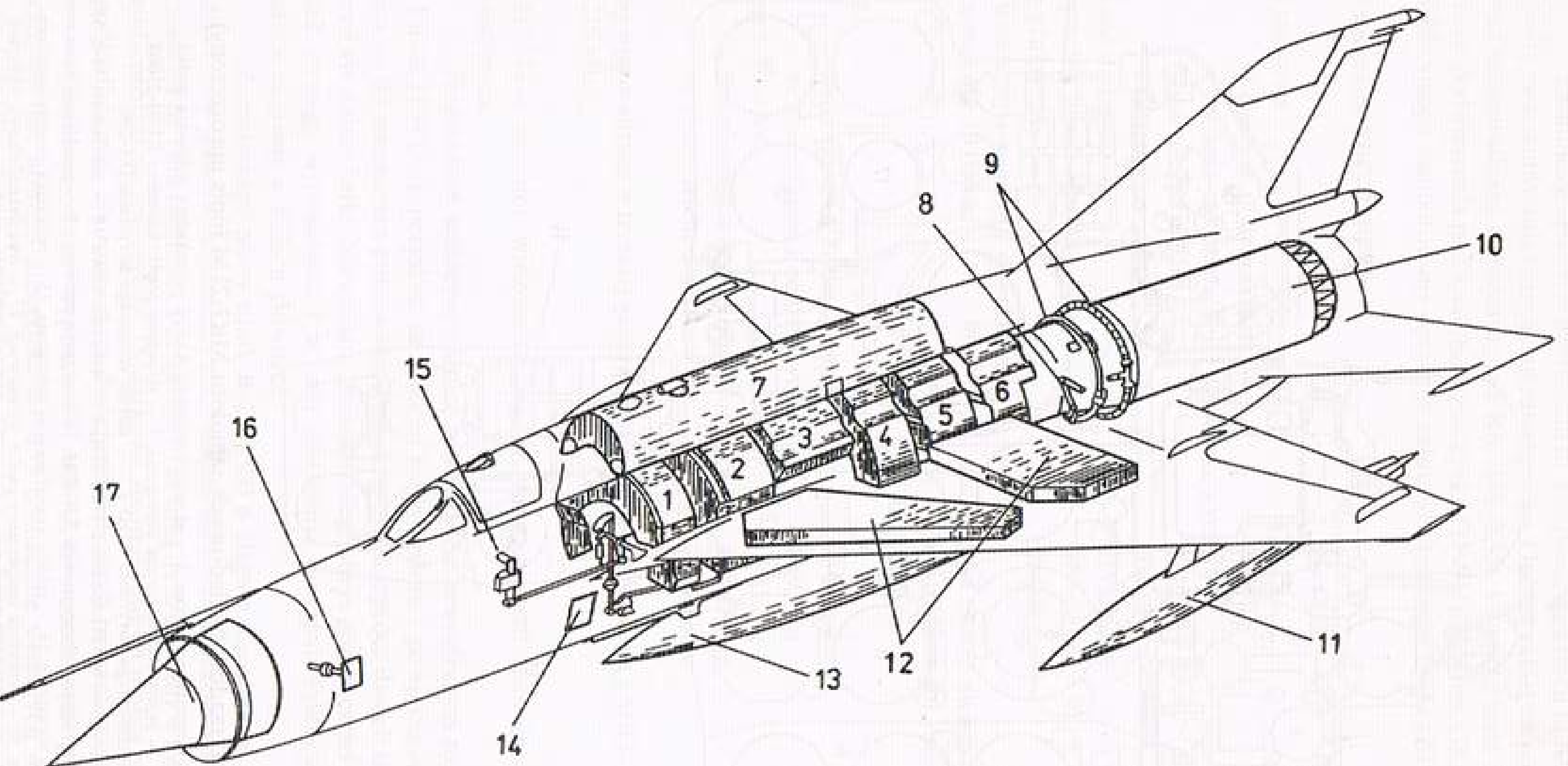
Zastosowano nowy silnik R-13F-300 o ciągu z dopalaniem ok. 65 kN. Z powodu rozbudowania wyposażenia usunięto zbiornik paliwowy nr 1 (bezpośrednio za kabiną), powiększając zbiornik nr 7 (na kadłubie). Pociągnęło to za sobą dalsze zmiany w instalacji paliwowej i inną kolejność opróżniania zbiorników. Dodatkowe zbiorniki paliwa można podwieszać nie tylko na belce podkadłubowej, ale również na dwóch zewnętrznych belkach podskrzydłowych.

Zmodernizowano wyposażenie radioelektroniczne oraz pilotażowo-nawigacyjne, wprowadzając np. nowego autopilota AP-155 o znacznie większych możliwościach. AP-155 zapewnia tłumienie drgań, sprowadzenie samolotu do lotu poziomego, stabilizację dowolnych kątów przechylenia i pochylenia, stabilizację dowolnego kursu i wysokości lotu.



Tablica przyrządów pokładowych samolotu MiG-21M (opis uproszczony)

1 — wskaźnik przeciążeniomierza, *2* — głowica celownika ASP, *3* — wskaźnik położenia stożka wlotowego, *4* — przełącznik rodzajów uzbrojenia, *5* — zespolony prędkościomierz KUSI-2500K, *6* — wskaźnik sztucznego horyzontu AGD-1, *7* — dubler sztucznego horyzontu DA-200, *8* — dwuwskaźnikowy wysokościomierz WDI-30K, *9* — wskaźnik kursu, *10* — machometr M-2, 5K, *11* — wskaźnik radiowysokościomierza RW-UM, *12* — zegarek lotniczy, *13* — przełącznik nastawienia niebezpiecznej wysokości, *14* — tablica sygnalizacyjna uzbrojenia, *15* — wskaźnik przepływomierza-paliwomierza, *16* — wskaźnik temperatury gazów wylotowych, *17* — dwuwskazówkowy wskaźnik ciśnienia w instalacjach hydraulicznych, *18* — blok stacji radiolokacyjnej, *19* — tablica sygnalizacyjna zespołu napędowego, *20* — przyciski przeładowania uzbrojenia artyleryjskiego



Zespół napędowy MiG-21bis

1 oraz *2* — dwuczęściowy zbiornik paliwa nr 2, *3* do *6* — zbiorniki paliwa nr 3 do nr 6, *7* — nakładany zbiornik paliwa, *8* — mocowanie silnika, *9* — instalacja przeciwpożarowa, *10* — silnik, *11* — podskrzydłowy dodatkowy zbiornik paliwa, *12* — wewnątrzskrzydłowe zbiorniki paliwa, *13* — podkadłubowy dodatkowy zbiornik paliwa, *14* — zasłonka startowa, *15* — dźwignia sterowania silnikiem, *16* — zasłonka przeciwpompażowa, *17* — stożek wlotowy

Uzbrojenie stanowi stałe dwulufowe działko GSz-23Ł umieszczone pod kadłubem, przed wysięgnikiem na zbiornik paliwa. Uzbrojenie rakietowe i bombowe można podwieszać na czterech belkach podskrzydłowych (odległość belek wewnętrznych od płaszczyzny symetrii samolotu wynosi ok. 2,05 m, zewnętrznych — 2,57 m). Zastosowano nową stację radiolokacyjną. W wariancie rozpoznawczym możliwe podwieszenie pod kadłubem specjalnego zasobnika z wyposażeniem fotograficznym lub radiolokacyjnym.

Oprócz wymienionych powyżej w konstrukcji MiG-21SM wprowadzono szereg drobnych zmian, mających na celu polepszenie własności użytkowych, niezawodności itp.

Reprezentujący czwarte pokolenie samolot MiG-21bis ma przeznaczenie i konstrukcję podobne do MiG-21SM. Został wyposażony w silnik R-25-300 o ciągu z dopalaniem ok. 95 kN (silnik dwuwałowy z ośmiostopniową sprężarką, dwustopniową turbiną i regulowaną dyszą wylotową). W niektórych seriach produkcyjnych pod wlotem powietrza i na szczycie statecznika pionowego znajdują się nowe anteny urządzeń elektronicznych. Asortyment uzbrojenia rakietowego poszerzono o nowe typy kierowanych pocisków powietrze-powietrze.

DANE SAMOLOTÓW DOŚWIADCZALNYCH I PROTOTYPÓW SERII E

Samolot	E-4/1	E-50/2	E-2A	E-5	E-6/1	E-7	E-6U
Rok	1955	1955	1956	1956	1958	1960	1961
Silnik							
typ	RD-9I	TRD-9E + + S-155	RD-11	RD-11	R-11F	R-11F2	R-11F
ciąg [kN]		37,3 + 39,6	50,0	50,0	53,9		
Masa startowa [kg]		8500	6250		6850	7750	
Prędkość maksymalna [km/h]	1296	2460	1900	2000	2125	2175	2175
Pułap [m]	16 400	25 600	18 000	18 000		19 000	19 100
Czas wznoszenia [min] / na wysokość [km]	1,6 / 5	9,4 / 20	1,3 / 10	3,4 / 15	1,2 / 10	11,4 / 19	6,0 / 10
Zasięg [km]	1120	450	2000	1400	1810	1550	1430
Uzbrojenie artyleryjskie	3 dz. NR-30	2 dz. NR-30	3 dz. NR-30	3 dz. NR-30	2 dz. NR-30	—	1 km A-12,7

E-150, E-152

Ciężki wysokościowy myśliwiec przechwytujący działający w automatycznym systemie przechwytywania i ataku „Uragan-5", do przechwytywania z dowolnego kierunku bombowców naddźwiękowych. E-150 zbudowano w 1958 roku, kolejno oblatano E-152A (1959 r.), E-152 (1960 r.) i E-152M (1961 r.). Po przeróbkach z samolotu E-152M powstał rekordowy E-166.

Płatowiec

Jednomiejscowy całkowicie metalowy średniopłat w układzie klasycznym, zbliżonym do MiG-21. Kadłub o przekroju okrągłym. W części przedniej czołowy chwyt powietrza z dużym stożkiem wlotowym. Skrzydła samolotu E-152 trapezowe, pozostałych trójkątne. Usterzenie poziome płytowe. Podwozie trójkołowe.

Zespół napędowy

Jeden silnik turboodrzutowy R-15 lub, w samolocie E-152A, dwa silniki R-11F.

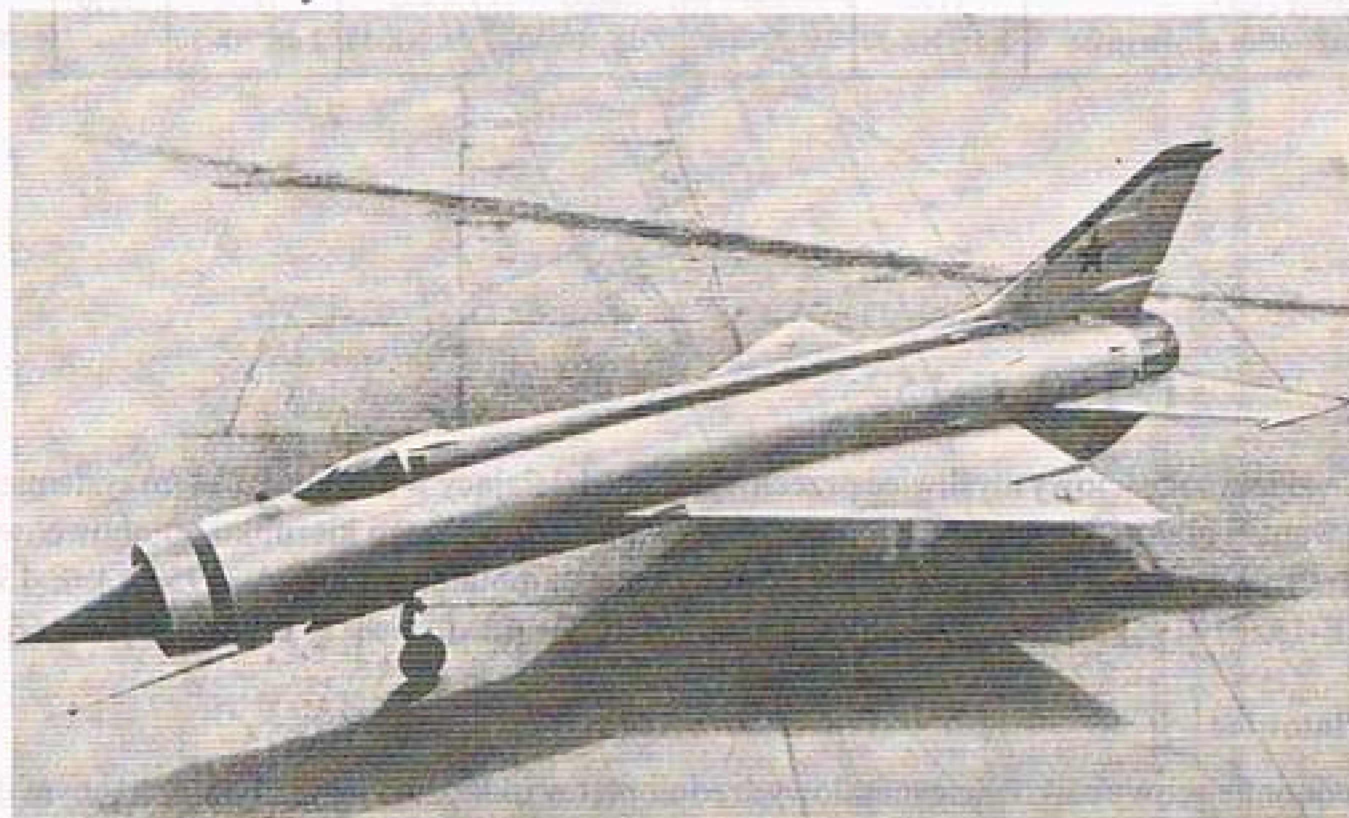
Uzbrojenie

Uzbrojenie wyłącznie rakietowe — 2 ciężkie pociski K-8 lub K-9, w E-152 podwieszone na końcach skrzydeł, w pozostałych — pod nimi. Stacja radiolokacyjna „Uragan-5B" współdziałająca z kompleksem przechwytywania „Uragan-5".

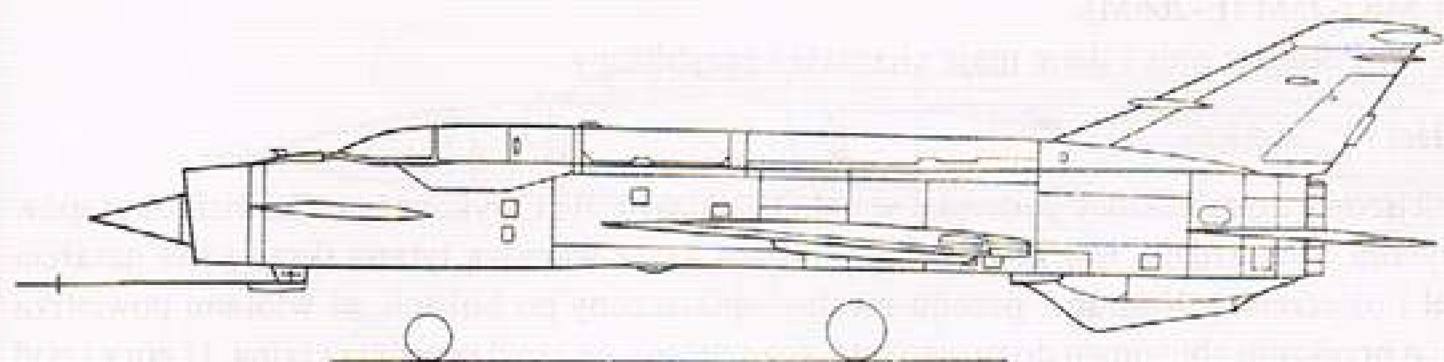
DANE SAMOLOTÓW E-150 ORAZ E-152

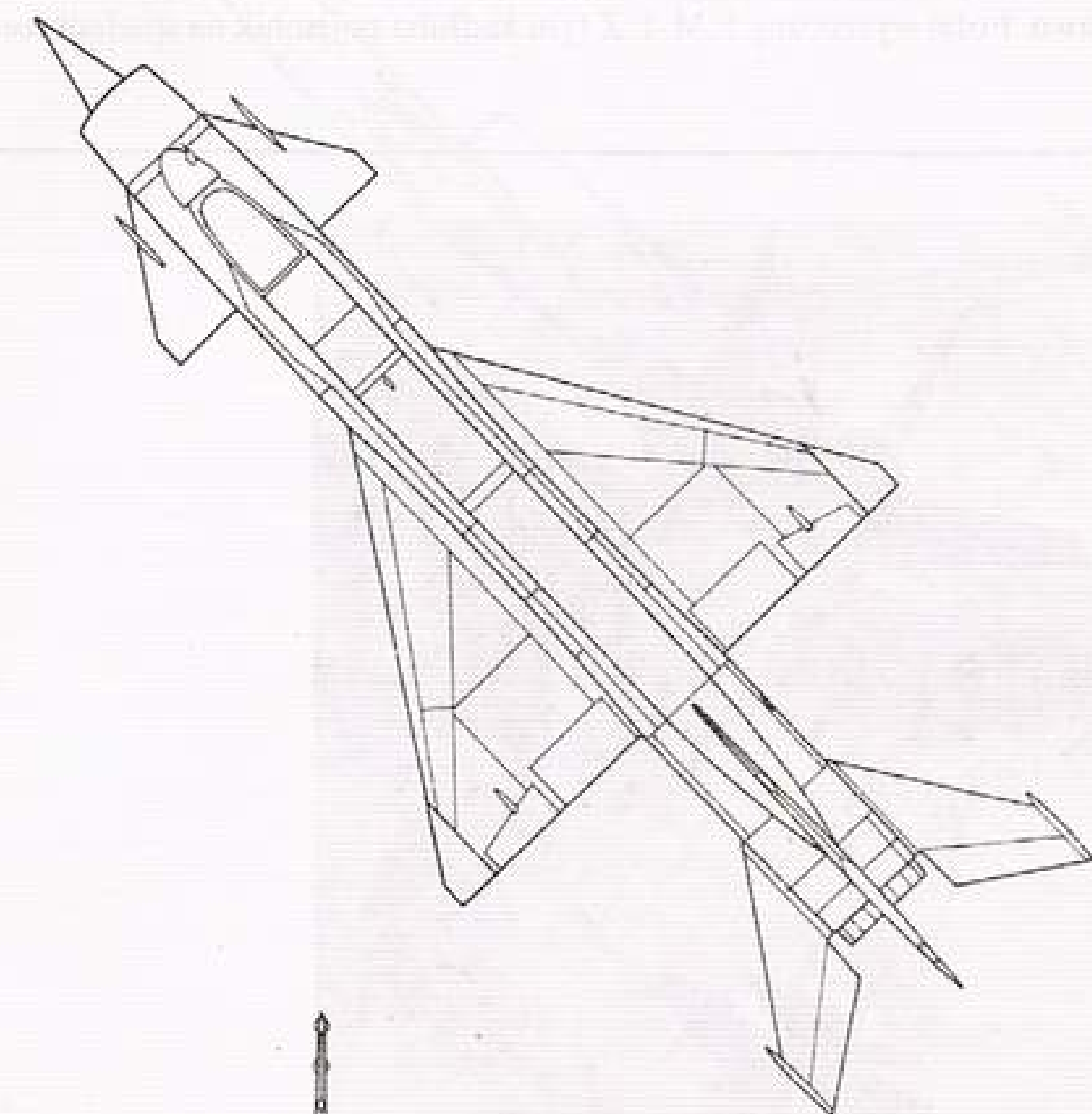
Samolot	E-150	E-152A	E-152	E-152M
Silniki				
liczba	1	2	1	1
typ	R-15	R-11F	R-15M	R-15F
ciąg [kN]	91,2	53,9	98,1	98,1
Masa startowa [kg]	10 900			
Prędkość maksymalna [km/h] / na wysokości [km]	3000 / 15	2500 / 20 2160 / 10	3030 / 20 2150 / 10	3010
Pułap [m]	25 000	21 000	25 000	
Czas wznoszenia [min] / na wysokość [km]	2,1 / 15	1,48 / 10	1,4 / 10	
Zasięg [km]	1500	2300*)	1470	

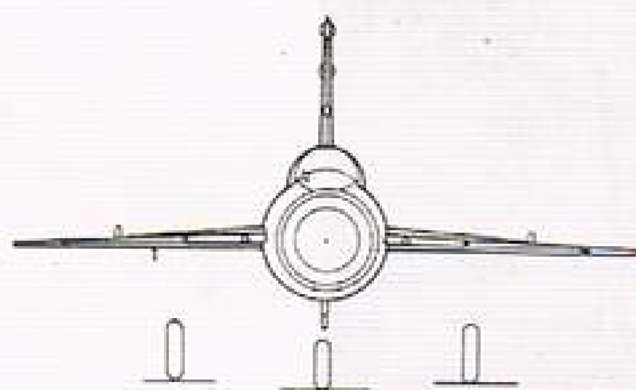
*) Ze zbiornikami dodatkowymi.



E-152A







E-152M

MiG-25

Samolot myśliwski przechwytujący przeznaczony do działań na dużej wysokości. Prototyp E-155 oblatany w 1964 roku. Umowne oznaczenie wariantu rekordowego: E-266. Produkowany seryjnie od końca lat sześćdziesiątych w wersji przechwytującej, rozpoznawczej, wielozadaniowej, szkolno-bojowej i szkolnej. W połowie lat siedemdziesiątych opracowano unowocześniony wariant MiG-25M (E-266M).

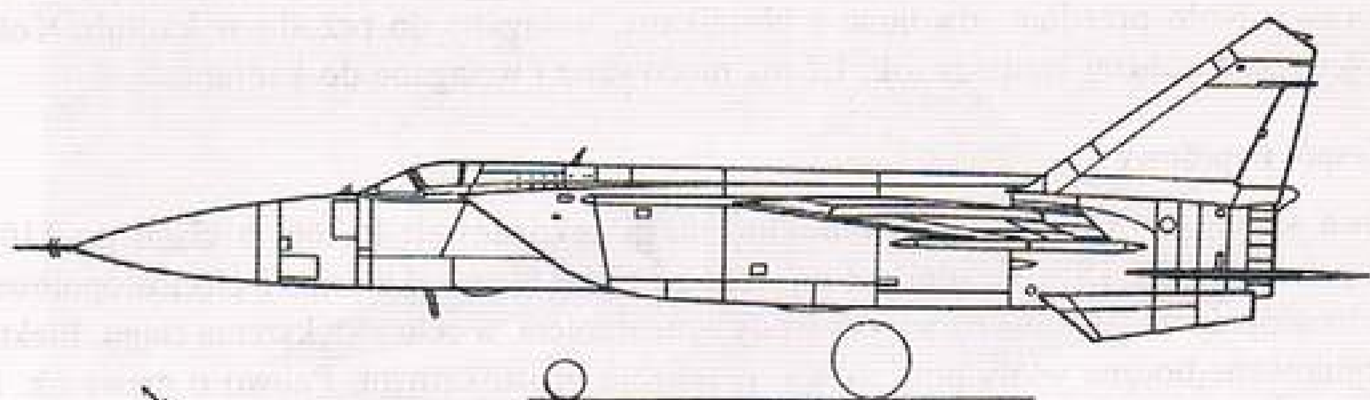
Poniższy opis i dane mają charakter przybliżony.

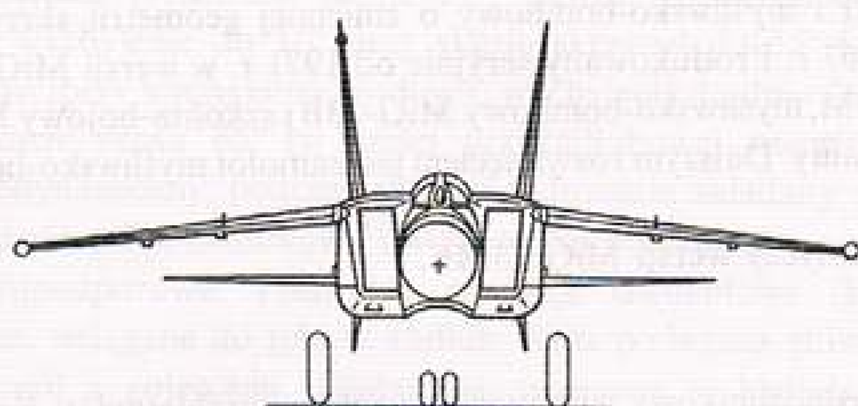
Płatowiec

Jednomiejscowy dwusilnikowy górnopłat w układzie klasycznym, wykonany całkowicie ze stopów stali i tytanu. Najbardziej nagrzewające się miejsca kryte warstwą tytanu (krawędzie natarcia skrzydeł i usterzenia). Kadłub z przodu owalny, spłaszczony po bokach, za wlotami powietrza szeroki, o przekroju zbliżonym do prostokąta, rozdzielany na część przednią i tylną. U góry i pod spodem kadłuba hamulce aerodynamiczne. Kabina pilota hermetyczna, ruchoma część osłony odchylana w prawo. Fotel wyrzucany KM-1. Z tyłu kadłuba pojemnik na spadochron hamujący.



MiG-25





MiG-25P

Skrzydła o skosie ok. 40°, krótkie i szerokie. Wznios ujemny −4°. Na górnej powierzchni każdego skrzydła grzebień aerodynamiczny, na końcach wąskie zasobniki z wyposażeniem. Klapy szczelinowe. Usterzenie poziome płytowe. Usterzenie pionowe zdwojone, odchylone na boki, uzupełnione dwiema podkadłubowymi prowadnicami aerodynamicznymi. Podwozie trójpodporowe. Koło przednie zdwojone z błotnikami, wciągane do przodu w kadłub. Koła główne pojedyncze o dużej średnicy (ok. 1,2 m), mocowane i wciągane do kadłuba.

Zespół napędowy

Dwa silniki R-15 (oznaczenie w dokumentacji rekordowej: R-266) o ciągu po 110 kN, bez dopalania 75 kN. Długość silnika 6 m, średnica 1,5 m. Sprężarka osiowa pięciostopniowa, turbina jednostopniowa. Stosowany wtrysk wody z metanolem, w celu zwiększenia ciągu. Elektronicznie regulowane boczne wloty powietrza o przekroju prostokątnym. Paliwo o masie ok. 14 000 kg w 4 zbiornikach kadłubowych i 2 skrzydłowych, możliwe także podwieszenie zbiorników dodatkowych.

Uzbrojenie

Uzbrojenie podwieszane na 4 wysięgnikach pod skrzydłami oraz pod kadłubem. Jednym z wariantów są 4 pociski kierowane o zasięgu kilkudziesięciu kilometrów. W wersjach rozpoznawczych zestaw aparatów fotograficznych, urządzeń rozpoznania radiolokacyjnego itp. Możliwe także podwieszanie innych rodzajów uzbrojenia i wyposażenia.

Dane samolotu MiG-25

Długość całkowita	22,3 m
Rozpiętość	14 m
Wysokość	5,6 m
Powierzchnia nośna	56 m^2
Masa własna	20 000 kg
Masa startowa	37 000 kg
Maksymalna liczba Macha	$M = 2,8$
Pułap praktyczny	23 000 m
Zasięg	2000 km
Czas wznoszenia na wysokość 25 km	3,5 min

MiG-23, MiG-27

Samolot myśliwski i myśliwsko-bombowy o zmiennej geometrii skrzydeł. Pierwszy prototyp oblatany latem 1967 r. Produkowany seryjnie od 1971 r. w wersji MiG-23S. Następnie powstał myśliwski MiG-23M, myśliwsko-bombowy MiG-23B i szkolno-bojowy MiG-23UB. Każdy z nich ma liczne podwarianty. Dalszym rozwinięciem jest samolot myśliwsko-bombowy MiG-27 w kilku wersjach.

Opis dotyczy wersji MiG-23MF.

Płatowiec

Jednomiejscowy jednosilnikowy całkowicie metalowy grzbietopłat. Kadłub o konstrukcji półskorupowej, rozdzielany przy wręgze 28. W przedniej części po bokach prostokątne wloty powietrza. Przed nimi płyty regulujące dopływ powietrza do silnika i oddzielające warstwę



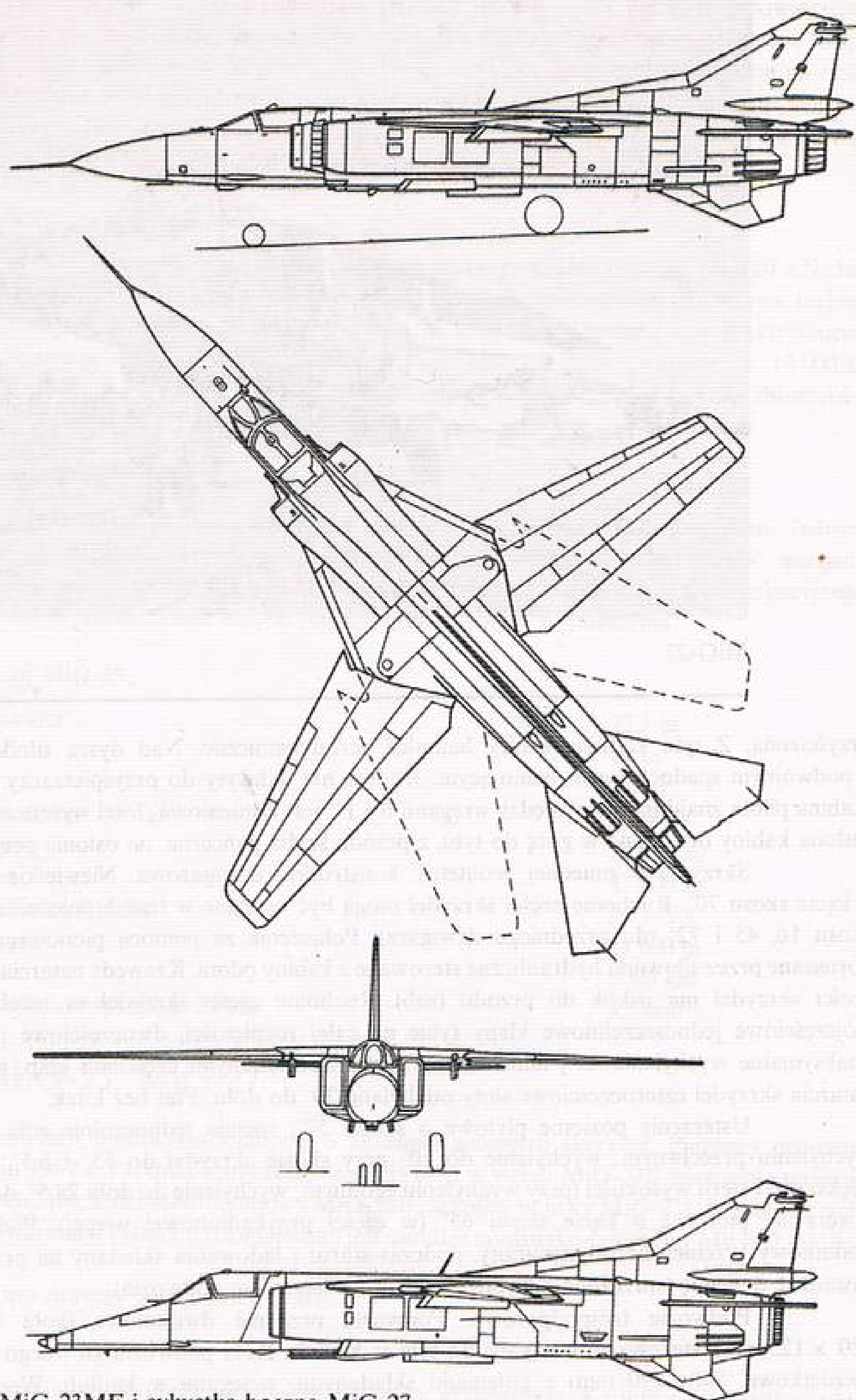
MiG-27

przyścienną. Z tyłu kadłuba cztery hamulce aerodynamiczne. Nad dyszą silnika pojemnik z podwójnym spadochronem hamującym. Kadłub ma uchwyty do przyśpieszaczy startowych. Kabina pilota znajdująca się między wręgami 6. i 11. jest ciśnieniowa; fotel wyrzucany KM-1M. Osłona kabiny otwierana w górę do tyłu, z przodu szyba pancerna, na osłonie peryskop.

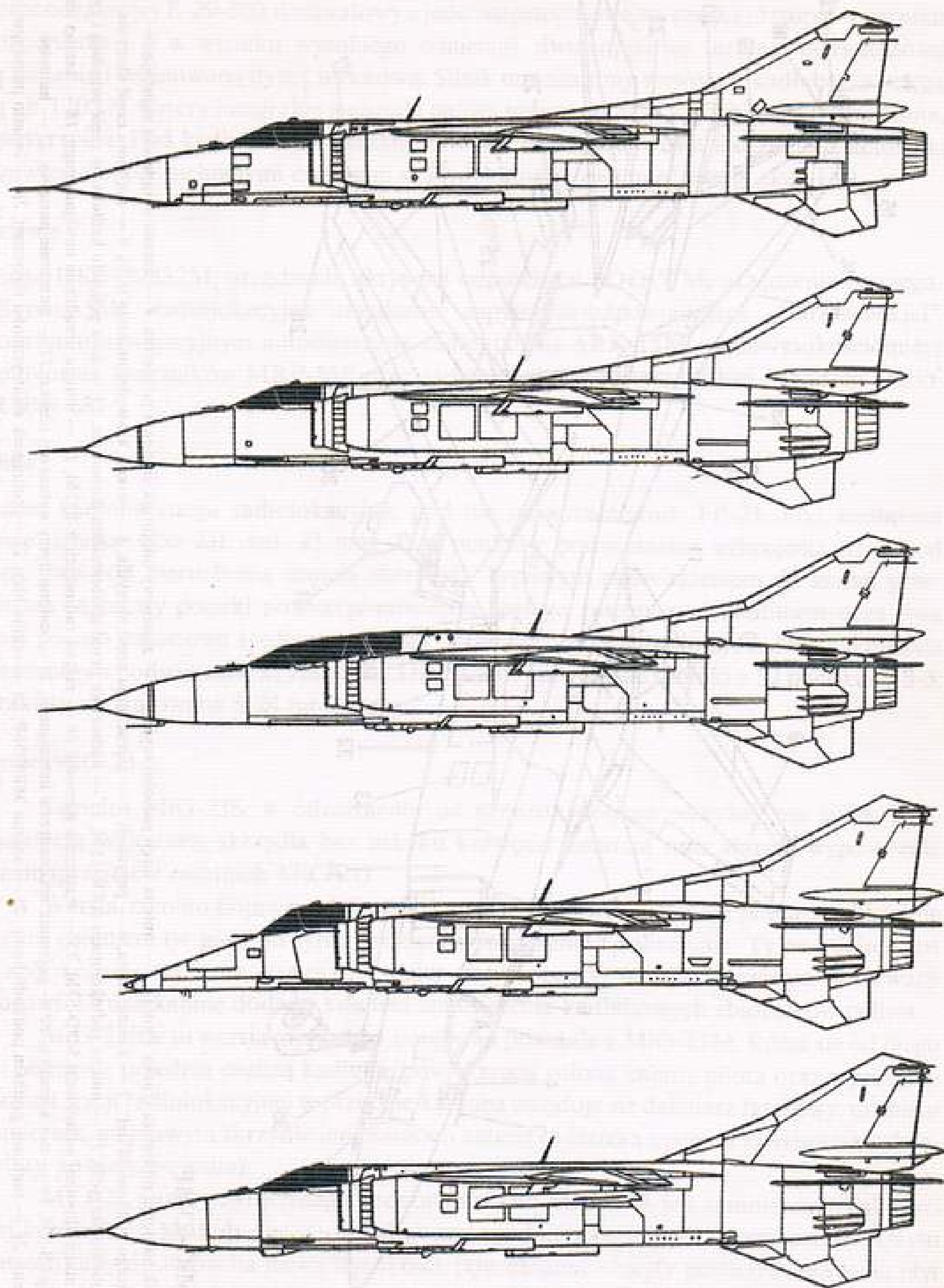
Skrzydła o zmiennej geometrii, konstrukcja dźwigarowa. Niewielkie części stałe o kącie skosu 70°. Ruchome części skrzydeł mogą być ustalane w trzech położeniach: o kącie skosu 16, 45 i 72° (do przedniego dźwigara). Połączenie za pomocą pionowego przegubu, poruszane przez siłowniki hydrauliczne sterowane z kabiny pilota. Krawędź natarcia ruchomych części skrzydeł ma uskok do przodu (ząb). Ruchome części skrzydeł są mechanizowane: trójczęściowe jednoszczelinowe klapy tylne na całej rozpiętości, dwuczęściowe przerywacze (maksymalne wychylenie 45°) umieszczone przed wewnętrznymi częściami klap, na krawędzi natarcia skrzydeł czteroczęściowe sloty odchylane 20° do dołu. Płat bez lotek.

Usterzenie poziome płytowe o skosie 57°, spełnia jednocześnie rolę lotek (przy wychyleniu przeciwnym; wychylenie do 10° przy skosie skrzydeł do 55° i 6,5° przy skosie większym) i steru wysokości (przy wychyleniu zgodnym; wychylenie do dołu 28,5°, do góry 8,5°). Usterzenie pionowe o kącie skosu 65° (w części przykadłubowej więcej). Pod kadłubem dodatkowy grzebień aerodynamiczny, podczas startu i lądowania składany na prawo, by nie zawadzać o ziemię (sprzężone z wypuszczaniem i wciąganiem podwozia).

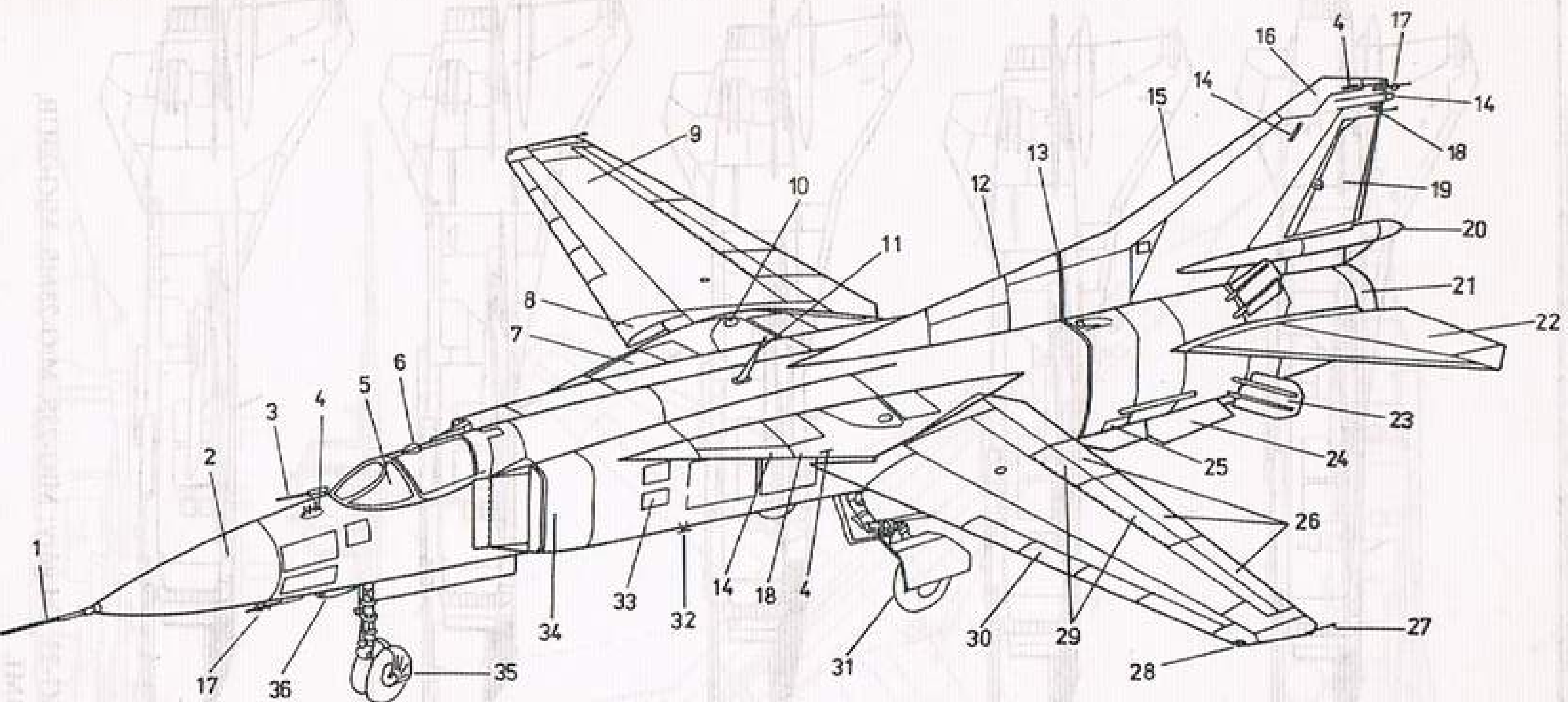
Podwozie trójpodporowe. Podwozie przednie dwukołowe (koła bezdętkowe 520 × 125 mm), sterowane, wciągane do tyłu w kadłub. Koła podwozia głównego pojedyncze (bezdętkowe, 840 × 290 mm) z goleniami składanymi, wciągane w kadłub. Wszystkie koła hamowane i wyposażone w urządzenia przeciwpoślizgowe. Baza podwozia 5,812 m, rozstaw kół podwozia głównego 2,85 m.



MiG-23MF i sylwetka boczna MiG-27



Wersje samolotu MiG-23. Od góry: MiG-23S, MiG-23MS, MiG-23UB, MiG-23BN, MiG-23ML



Samolot MiG-23MF

1 — odbiornik ciśnienia powietrza (rurka Pitota), *2* — antena stacji radiolokacyjnej, *3* — zapasowy odbiornik ciśnienia powietrza, *4* — antena urządzenia zapytująco-odpowiadającego „Chrom-Nikiel", *5* — kabina pilota, *6* — peryskop, *7* — nieruchoma część skrzydła, *8* — uskok krawędzi natarcia (ząb), *9* — ruchoma część skrzydła, *10* — węzeł obrotu skrzydła, *11* — antena radiokompasu ARK-15M, *12* — nadstawka przed statecznikiem pionowym, *13* — linia podziału kadłuba na część przednią i tylną, *14* — antena stacji aktywnej odpowiedzi SOD-57M, *15* — statecznik pionowy, *16* — antena radiostacji R-832M, *17* — antena urządzenia nawigacyjnego, *18* — antena urządzenia ostrzegawczego S-3M, *19* — ster kierunku, *20* — pojemnik spadochronu hamującego, *21* — osłona dyszy wylotowej silnika, *22* — usterzenie poziome, *23* — hamulec aerodynamiczny, *24* — ruchomy grzebień podkadłubowy, *25* — antena MRP-56P, *26* — sekcja klap, *27* — ochronnik elektryczności statycznej, *28* — światło pozycyjne, *29* — przerywacze, *30* — czteroczęściowe sloty, *31* — podwozie główne, *32* — antena radiowysokościomierza RW-4, *33* — zasłonki startowe, *34* — dyfuzor wlotowy, *35* — podwozie przednie, *36* — ciepłonamiernik

Zespół napędowy

Silnik turboodrzutowy R-29-300, dwuwałowy z jedenastostopniową sprężarką (5 stopni w wirniku niskiego ciśnienia i 6 w wirniku wysokiego ciśnienia), dwustopniową turbiną, pierścieniową komorą spalania i regulowaną dyszą wylotową. Silnik umieszczony wewnątrz kadłuba, za wręgą 22. Ciąg ok. 120 kN. Cztery integralne zbiorniki paliwa umieszczone w kadłubie, za kabiną pilota, i sześć w skrzydle. Pod kadłubem zawieszany zbiornik dodatkowy; dwa dalsze takie zbiorniki można zawieszać pod ruchomymi częściami skrzydeł (muszą one mieć wtedy skos 16°).

Wyposażenie

Radiostacja UKF R-832M, urządzenie aktywnej odpowiedzi SOD-57M, urządzenie ostrzegawcze „Syrena-3M", radiolokacyjne urządzenie zapytująco-odpowiadające „Chrom-Nikiel". W wyposażeniu nawigacyjnym automatyczny radiokompas ARK-15M, radiowysokościomierz RW-4, odbiornik znaczników MRP-56P oraz radiotechniczny system bliskiej nawigacji i lądowania RSBN-6S.

Uzbrojenie

W przodzie kadłuba stacja radiolokacyjna, pod nią ciepłonamiernik TP-23. Pod kadłubem dwulufowe działko GSz-23Ł kal. 23 mm. Pięć punktów podwieszenia uzbrojenia (trzy pod kadłubem, dwa pod nieruchomą częścią skrzydeł). Typowym podwieszeniem do zadań przechwytywania są cztery pociski powietrze-powietrze małego zasięgu pod kadłubem oraz dwa kierowane pociski rakietowe średniego zasięgu na belkach podskrzydłowych. Do atakowania celów naziemnych podwieszane są zasobniki UB-32 (od: uniwiersalnyj błok) z 32 pociskami S-5, ciężkie rakiety niekierowane S-24 lub bomby.

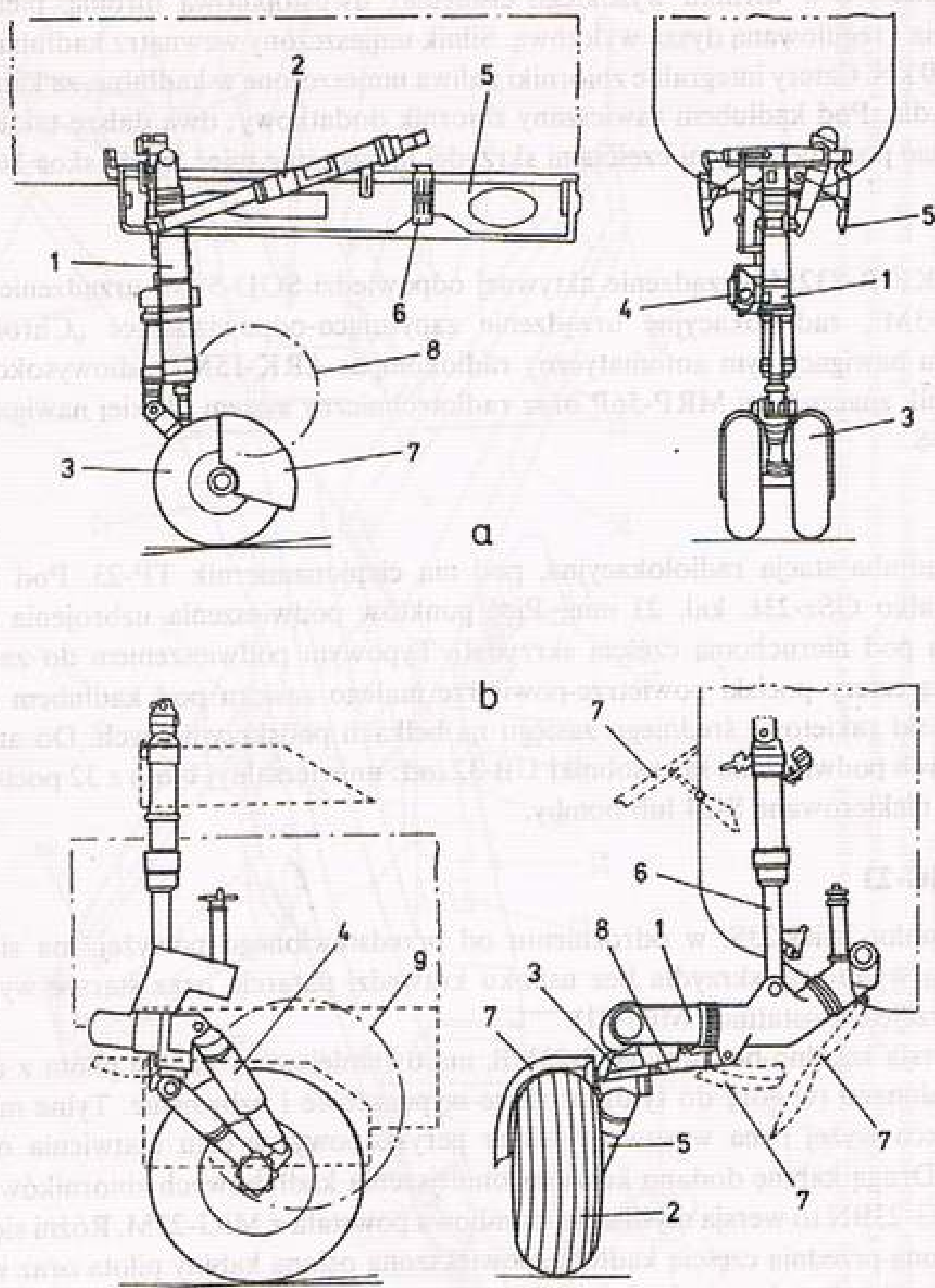
Inne wersje MiG-23

Samolot MiG-23S, w odróżnieniu od przedstawionego powyżej, ma silnik R-27 z dłuższą dyszą wylotową, skrzydła bez uskoku krawędzi natarcia oraz starsze wyposażenie i uzbrojenie (przejęte z ostatnich MiG-21).

Wersja szkolno-bojowa, MiG-23UB, ma dwumiejscową kabinę pilota z oddzielnie otwieranymi osłonami (w górę do tyłu), prostsze wyposażenie i uzbrojenie. Tylne miejsce jest usytuowane nieco wyżej i ma wysuwany wizjer peryskopowy, w celu ułatwienia obserwacji instruktorowi. Drugą kabinę dodano kosztem zmniejszenia kadłubowych zbiorników paliwa.

MiG-23BN to wersja myśliwsko-bombowa powstała z MiG-23M. Różni się od niego krótszą i obniżoną przednią częścią kadłuba, powiększoną osłoną kabiny pilota oraz wyposażeniem (zamiast stacji radiolokacyjnej w przodzie kadłuba znajduje się dalmierz laserowy, usunięto ciepłonamiernik, na prawym skrzydle umieszczono antenę radarową systemu kierowania uzbrojeniem klasy powietrze-ziemia).

MiG-27, mimo zewnętrznego podobieństwa do MiG-23B, jest samolotem o całkowicie nowej konstrukcji. Kadłub został ukształtowany zgodnie z regułą pól i wzmocniony. Użyto silnik dostosowany do lotów na małej wysokości, powiększone chwyty powietrza nie mają płyt regulacyjnych, w celu oddzielenia warstwy przyściennej są nieco oddalone od kadłuba. Duże zmiany zaszły w uzbrojeniu: działko dwulufowe zastąpiono sześciolufowym kal. 23 mm, rozszerzono asortyment bomb i rakiet kierowanych klasy powietrze-ziemia (np. na lewym skrzydle umieszczono antenę systemu laserowego kierowania uzbrojeniem). Podkadłubowe węzły podwieszania uzbrojenia przeniesiono pod kanały powietrzne. Istnieje kilka modyfikacji MiG-27 różniących się konstrukcją i wyposażeniem, np. MiG-27M.



Podwozie samolotu MiG-23

a) podwozie przednie

1 — goleń przednia, *2* — zastrzał, siłownik hydrauliczny, *3* — koło, *4* — mechanizm skrętu kół, *5* — osłona podwozia, *6* — mechanizm zamknięcia osłon, *7* — błotnik, *8* — położenie koła przy całkowicie wciśniętym amortyzatorze

b) podwozie główne

1 — belka goleni głównej, *2* — koło, *3* — węzeł obrotu, *4* — amortyzator, *5* — półwidełki, *6* — zastrzał, siłownik hydrauliczny, *7* — osłona, *8* — cięgło regulowane mechanizmu obrotu, *9* — położenie koła przy całkowicie wciśniętym amortyzatorze

Przybliżone dane samolotu MiG-23

Długość	16,5 m
Rozpiętość	7,78–13,97 m
Masa własna	11 000 kg
Masa startowa maksymalna	18 500 kg
Prędkość maksymalna nad ziemią	1350 km/h (M = 1,1)
Prędkość maksymalna	2500 km/h (M = 2,35)
Pułap praktyczny	18 000 m
Zasięg maksymalny	3000 km

MiG-29

Frontowy samolot myśliwski, użytkowany od połowy lat osiemdziesiątych.

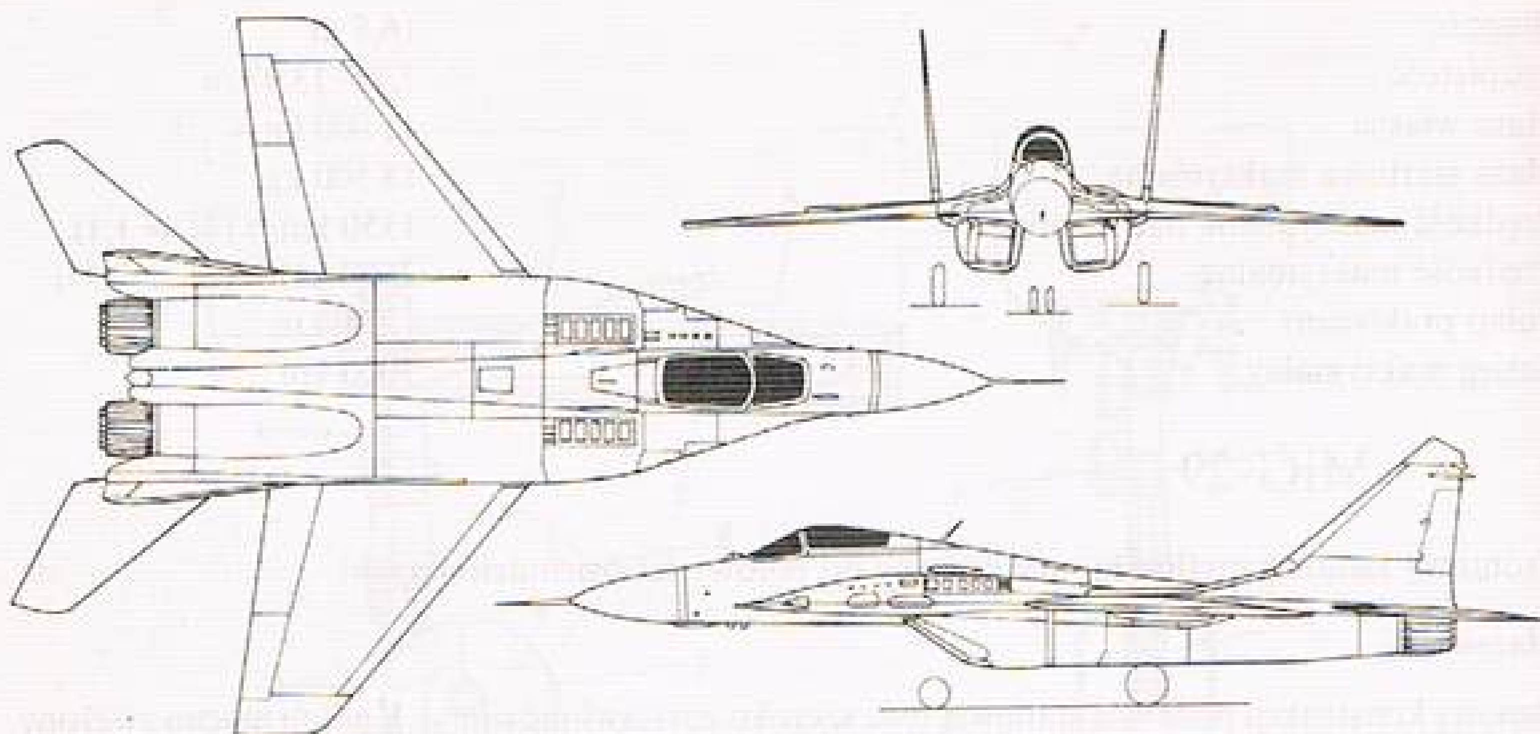
Płatowiec

Osnowę konstrukcji płatowca stanowią dwa szeroko rozstawione silniki. Kadłub mocno zwężony z tyłu samolotu, część przednia podniesiona z wysoko umieszczoną kabiną pilota. Skrzydła o układzie pasmowym: krótka, szeroka i skośna część zasadnicza oraz zakrzywione napływy sięgające przed kabinę pilota i płynnie łączące się z kadłubem. Usterzenie zawieszone na przedłużeniach napływów skrzydeł, składające się z płytowego usterzenia wysokości i zdwojonego usterzenia kierunku. Stateczniki pionowe nieznacznie rozchylone na boki z przednimi częściami płynnie przechodzącymi w grzebienie aerodynamiczne na skrzydłach. Skrzydła wyposażone w klapy przednie, szczelinowe klapy tylne oraz lotki.

Wloty powietrza do silników rozwiązane w niespotykany dotychczas sposób. Wloty skośne, prostokątne, umieszczone pod wewnętrznymi częściami skrzydeł i nieco od nich odsunięte, by uniknąć dostawania się powietrza z przykadłubowej warstwy przyściennej. W czasie kołowania, startu oraz lądowania główne wloty powietrza zamykane klapą wysuwającą się do spodu. Na górnej powierzchni napływów skrzydeł otwierające się żaluzje — tędy dostaje się powietrze do silników. Otwieranie i zamykanie wlotów głównych sterowane naciskiem na przednią goleń podwozia: gdy jest obciążona wloty są zasłonięte, z chwilą oderwania kół od pasa startowego — otwierają się. Ma to na celu uniknięcie często zdarzających się uszkodzeń silników



MiG-29



MiG-29

przez zanieczyszczenia zasysane z drogi startowej przez klasyczne wloty powietrza. Rozwiązanie to jest szczególnie istotne w sytuacji, gdy samoloty operują z lotnisk polowych, gdzie trudno utrzymać taką czystość drogi startowej jak w stałych bazach.

Podwozie o bardzo mocnej konstrukcji; przednie z kołami podwójnymi, główne z pojedynczymi kołami o dużej średnicy, wciągane w skrzydła tuż przy gondoli silnikowej. Z tyłu kadłuba, między statecznikami pionowymi, klapy hamulców aerodynamicznych wychylających się symetrycznie do góry i do dołu oraz wnęka ze spadochronem hamującym.

Zespół napędowy

Dwa dwuprzepływowe silniki turboodrzutowe RD-33 o ciągu po 83 kN. Paliwo rozmieszczone w kadłubie i grubych napływach skrzydeł.

Uzbrojenie

Jedno działko oraz kilka kierowanych pocisków rakietowych średniego i małego zasięgu. Nowoczesna dopplerowska stacja radiolokacyjna umożliwiająca jednoczesne śledzenie kilku celów powietrznych, w tym lecących na tle ziemi. Pasywny lokator na podczerwień umieszczony przed osłoną kabiny pilota. Na płatowcu liczne anteny świadczące o wyposażeniu samolotu w różnorakie systemy elektroniczne: nawigacyjne, ostrzegawcze, zakłócające.

Przybliżone dane samolotu MiG-29

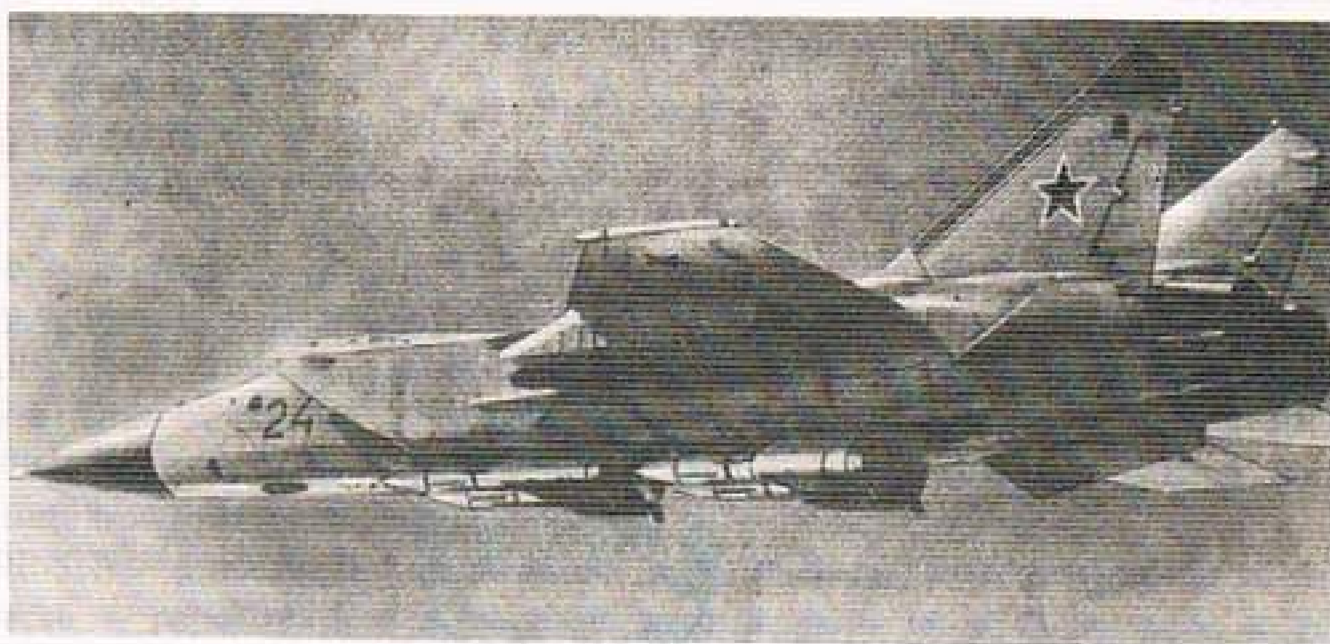
Długość	17,5 m
Rozpiętość	11,5 m
Masa własna	9000 kg
Masa startowa maksymalna	16 000 kg
Prędkość maksymalna	2500 km/h
Pułap praktyczny	18 000 m
Zasięg	1500 km

MiG-31

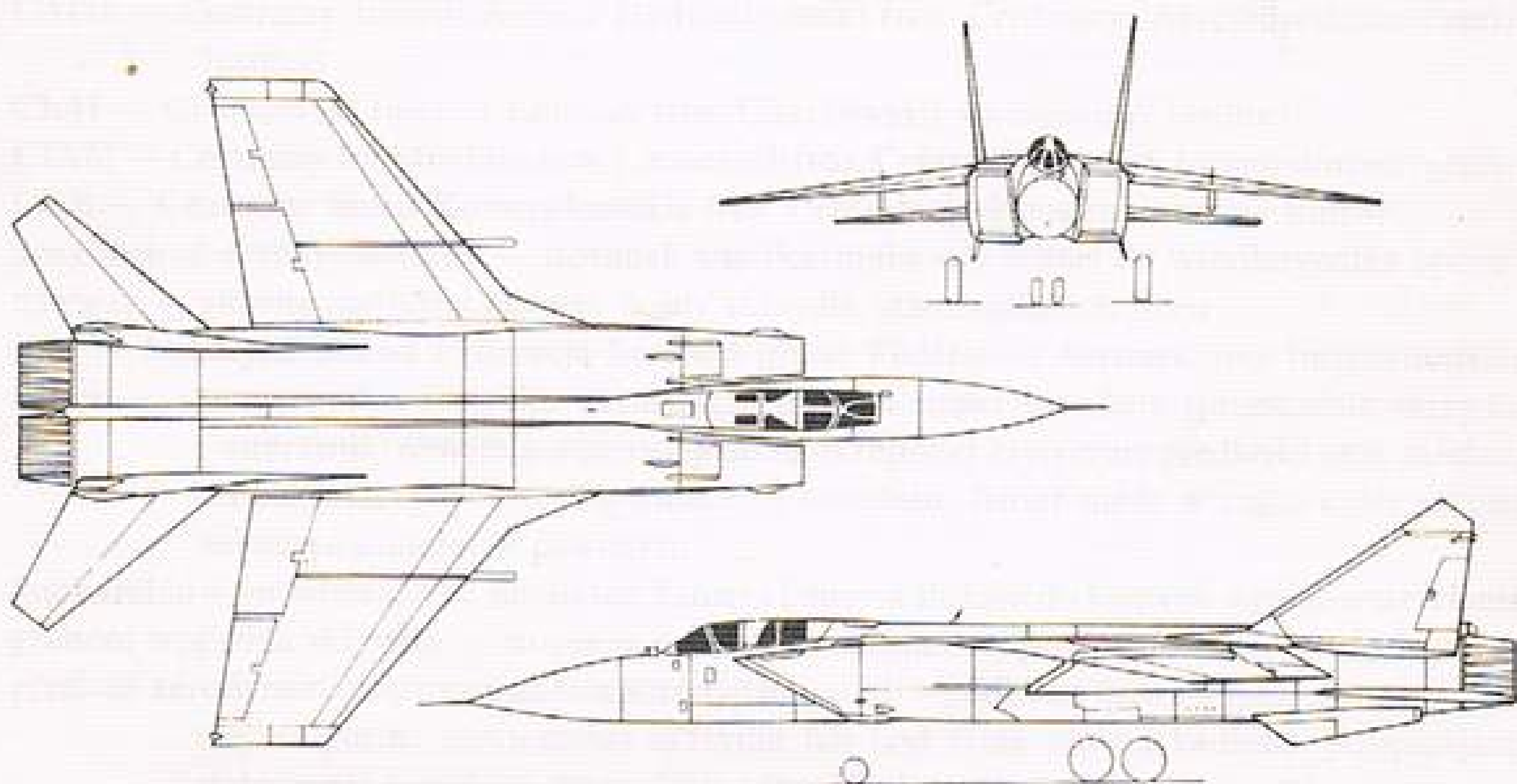
Samolot myśliwski przechwytujący, użytkowany od połowy lat osiemdziesiątych.

Płatowiec

Dwumiejscowy dwusilnikowy górnopłat w układzie klasycznym, przejętym z samolotu MiG-25. Kadłub wydłużony, skrzydła i usterzenie pionowe z niewielkimi napływami w częściach przykadłubowych.



MiG-31



MiG-31

Zespół napędowy

Dwa silniki turboodrzutowe o ciągu ok. 140 kN każdy. Paliwo w zbiornikach kadłubowych i skrzydłowych, możliwe także podwieszanie zbiorników dodatkowych.

Uzbrojenie

Kierowane pociski rakietowe dalekiego zasięgu podwieszane pod kadłubem i dwoma wysięgnikami pod skrzydłami. Nowoczesny radiolokacyjny system celowniczy, ciepłonamiernik.

Przybliżone dane samolotu MiG-31

Długość	23,5 m
Rozpiętość	14,0 m
Masa własna	22 000 kg
Masa startowa maksymalna	41 000 kg
Prędkość maksymalna	2550 km/h ($M = 2,4$)
Zasięg maksymalny	4000 km

Słowniczek ważniejszych terminów i skrótów

AFA (np. AFA-39) — lotniczy aparat fotograficzny (ros. aerofotoapparat)

ARS (np. ARS-57) — lotniczy niekierowany pocisk rakietowy (ros. awiacjonnyj rieaktiwnyj snariad)

ARU (np. ARU-2A) — automat regulacji sterowania usterzeniem płytowym (ros. awtomat riegulirowanija uprawlenija)

ASP (np. ASP-5N) — lotniczy celownik strzelecki (ros. awiacjonnyj striełkowyj priceł)

bariera dźwięku — popularna nazwa znacznego wzrostu oporu aerodynamicznego i innych niekorzystnych zjawisk powstających przy zbliżaniu się prędkości samolotu do prędkości dźwięku

baza podwozia — odległość podwozia przedniego od podwozia głównego (rozstaw podłużny podwozia)

CAGI — Centralny Instytu Aero- i Hydrodynamiki (ros. Centralnyj Aerogidrodinamiczeskij Institut)

ChAI — Charkowski Instytut Lotniczy (ros. Charkowskij Awiacjonnyj Institut)

CIAM — Centralny Instytut Silników Lotniczych (ros. Centralnyj Institut Awiamotorostrojenija)

CKB — Centralne Biuro Konstruktorskie (ros. Centralnoje Konstruktorskoje Biuro)

doskonałość aerodynamiczna — stosunek współczynnika siły nośnej do współczynnika oporu

dźwigar — główny podłużny element nośny skrzydła, statecznika lub steru

FAI — Międzynarodowa Federacja Lotnicza (franc. Fédèration Aèronautique Internationale)

flatter — samowzbudne i szybko narastające drgania części samolotu (przeważnie skrzydła i usterzenia) powstające po osiągnięciu określonej krytycznej prędkości lotu, zależnej od charakterystyki aerodynamicznej samolotu; flatter może w ciągu kilku sekund zniszczyć samolot w powietrzu

fotokarabin — montowana na samolocie kamera filmowa służąca do kontroli wyników strzelania

grubość względna skrzydła — stosunek grubości maksymalnej profilu do długości cięciwy

grzebień aerodynamiczny (prowadnica aerodynamiczna) — podłużna listwa umieszczona najczęściej na górnej powierzchni skrzydła lub pod tylną częścią kadłuba, polepszająca stateczność samolotu, szczególnie przy dużej prędkości

kąt nastawienia (skrzydła lub statecznika) — kąt zawarty między cięciwą skrzydła (statecznika) a osią kadłuba samolotu

kąt natarcia — kąt między linią zerowej siły nośnej a kierunkiem przepływu niezakłóconego
kąt wzniosu (skrzydła lub statecznika) — kąt zawarty między płaszczyzną przechodzącą przez środki aerodynamiczne skrzydła a poziomem
km — karabin maszynowy
kompensacja aerodynamiczna sterów — urządzenie na sterach zmniejszające obciążenie organów sterowania dzięki wykorzystaniu sił aerodynamicznych
kompensacja masowa (wagowa) — zrównoważenie skrzydeł, lotek, sterów itp. za pomocą umieszczonych wewnątrz ciężarów zapobiegających drganiom samowzbudnym (flatterowi)
krytyczna liczba Macha — liczba Macha, przy której na części powierzchni samolotu następuje lokalne przekroczenie prędkości dźwięku przez strugę powietrza
liczba Macha (*M*) — stosunek prędkości lotu samolotu do prędkości rozchodzenia się dźwięku (przy danym ciśnieniu, temperaturze itp.)
MAI — Moskiewski Instytut Lotniczy (ros. Moskowskij Awiacjonnyj Institut)
NII WWS — Instytut Naukowo-Badawczy Sił Powietrznych (ros. Nauczno-Issledowatielskij Institut Wojenno-Wozdusznych Sił)
odbiornik ciśnienia powietrza (rurka Pitota) — czujnik pozwalający mierzyć ciśnienie powietrza, co jest wykorzystywane do określenia prędkości lotu
OKB — Biuro Doświadczalno-Konstruktorskie (ros. Opytno-Konstruktorskoje Biuro)
OPK — Obrona Powietrzna Kraju
pompaż — zjawisko polegające na odrywaniu się strug powietrza od łopatek sprężarki lub od dyfuzora wlotowego, a następnie pulsowaniu wydatku powietrza i niestatecznej pracy silnika
próby fabryczne (próby zakładowe) — próby samolotu eksperymentalnego lub prototypu prowadzone w zakładzie produkcyjnym w celu określenia jego danych taktyczno-technicznych; podczas prób zakładowych dokonywane są ulepszenia i poprawki samolotu; samolot pozytywnie oceniony przekazywany jest do prób państwowych
próby państwowe — próby prototypu samolotu przeprowadzane przez komisję państwową w celu sprawdzenia zgodności jego parametrów z określonymi w zamówieniu i podjęcia decyzji o przydatności samolotu do produkcji seryjnej
próby wojskowe — próby pierwszej seryjnej partii samolotów (kilku lub kilkunastu egzemplarzy) prowadzone przez pilotów wojskowych na poligonie w warunkach zbliżonych do rzeczywistych
przeciążenie — liczba wskazująca, ile razy siły działające na samolot w locie (bez siły ciężkości) przewyższają jego ciężar
przerywacz — wychylana klapka na skrzydle, powodująca oderwanie warstwy przyściennej powietrza od powierzchni i tym samym zmniejszenie siły nośnej
RD (np. RD-45) — silnik odrzutowy (ros. rieaktiwnyj dwigatiel)
reguła pól — zasada ukształtowania płatowca samolotu w celu zmniejszenia oporu samolotu w zakresie prędkości około- i naddźwiękowych; mówi ona, że samolot będzie miał najmniejszy opór, gdy łączne przekroje poprzeczne samolotu (kadłuba, skrzydła, gondol silnikowych itp.) układają się w kształt bryły obrotowej o najmniejszym oporze; w praktyce powoduje to, że w miejscu połączenia ze skrzydłem kadłub ma zmniejszoną średnicę
RW (np. RW-2) — wysokościomierz radiowy (ros. radiowysotomier)
sloty (skrzela) — oprofilowane powierzchnie na krawędzi natarcia skrzydeł, powodujące zwiększenie siły nośnej

SRD (np. SRD-1M) — dalmierz radiowy (ros. samolotnyj radiodalnomier)
SRO (np. SRO-1) — urządzenie odpowiadające (ros. samolotnyj radiolokacjonnyj otwietczik)
SRZO (np. SRZO-2) — urządzenie zapytująco-odpowiadające (ros. samolotnyj radiolokacjonnyj zaprosczik-otwietczik)
stacja aktywnej odpowiedzi — urządzenie przekazujące informację o wysokości lotu do naziemnych stacji radiolokacyjnych, rozpoznające indywidualnie samolot, eliminujące zakłócenia naturalne oraz zwiększające zasięg śledzenia samolotu przez stację radiolokacyjną
stateczność — zdolność samolotu do samoczynnego powrotu do warunków lotu ustalonego po ustaniu przyczyny powodującej jego zakłócenie (np. podmuchy wiatru, zmiana wyrównoważenia samolotu po zrzucie bomb itp.)
sterowność — zdolność samolotu do wykonywania określonych manewrów na skutek działania sterów kierowanych przez pilota
trymer (klapka wyrównoważająca) — klapka umieszczona na sterze, zmniejszająca siłę potrzebną do utrzymania steru w położeniu wychylonym
UB (np. UB-16-57) — zasobnik z niekierowanymi pociskami rakietowymi (ros. uniwersalnyj błok)
urządzenie odpowiadające (urządzenie swój-obcy) — urządzenie przekazujące zakodowany sygnał określający własną przynależność państwową w odpowiedzi na zapytanie innych urządzeń radiolokacyjnych (z samolotu lub radaru naziemnego)
urządzenie ostrzegawcze (stacja ochrony ogona) — odbiornik promieniowania elektromagnetycznego powiadamiający pilota, że jego samolot jest śledzony przez stację radiolokacyjną
urządzenie zapytująco-odpowiadające — wariant urządzenia odpowiadającego pozwalający skierować zapytanie o przynależność państwową do innych samolotów
usterzenie płytowe — usterzenie nie dzielone na ster i statecznik; cała powierzchnia ruchoma
warstwa przyścienna — cienka warstwa powietrza bezpośrednio przylegająca do powierzchni samolotu, w której prędkość opływu zmienia się od zera (przy powierzchni) do wartości lokalnej prędkości opływu
wręga — płaski element konstrukcyjny wyznaczający poprzeczny kształt kadłuba samolotu
wydłużenie kadłuba — stosunek długości kadłuba do średnicy koła o powierzchni równej największej powierzchni przekroju poprzecznego kadłuba
wydłużenie płata — stosunek kwadratu rozpiętości do powierzchni płata
zasłonki przeciwpompażowe (klapki przeciwpompażowe, klapki upustowe) — sterowane klapki na tunelu wlotowym, odprowadzające na zewnątrz część powietrza i regulujące w ten sposób natężenie przepływu powietrza do silnika
zasłonki startowe (klapki startowe, klapki dodatkowego wlotu powietrza) — otwory w tunelu wlotowym, służące do zwiększenia ilości powietrza doprowadzanego do silnika w czasie pracy na ziemi i podczas startu
zbieżność skrzydła — stosunek długości cięciwy w osi samolotu do długości cięciwy na końcu skrzydła

Podstawowa literatura

Książki:

Arłazorow M.: *Artiom Mikojan*. Moskwa, 1978.
Arłazorow M.: *Wint i kryło*. Moskwa, 1980.
Awiacja i kosmonawtika SSSR. Moskwa, 1968.
Bartoszewski P.: *Samolot myśliwski MiG-3*. Warszawa 1980.
Cichosz E.: *Rozwój samolotów naddźwiękowych*. Warszawa, 1980.
Cichosz E.: *Sekrety prędkości samolotów*. Warszawa, 1972.
Domański J.: *Samolot myśliwski MiG-15*. Warszawa, 1972.
Domański J.: *Samolot myśliwski MiG-17*. Warszawa, 1976.
Eyermann K. H.: *Testpiloten. MiGs. Weltrekorde*. Berlin, 1969.
Gałłaj M.: *Trietje izmierienije*. Moskwa, 1979.
Groehler O.: *Der Koreakrieg 1950 bis 1953*. Berlin, 1980.
Issledowanija po istorii i tieorii razwitija awiacjonnoj i rakietno-kosmiczeskoj nauki i tiechniki. Moskwa, 1981.
Iz istorii awiacji i kosmonawtiki. T. 37. Moskwa, 1979.
Jakowlew A.: *Cel żyzni*. Moskwa, 1972.
Jakowlew A.: *Sowietskije samoloty*. Moskwa, 1982.
Łazariew Ł.: *Wzlot*. Moskwa, 1978.
Morgała A.: *Polskie samoloty wojskowe 1945–1980*. Warszawa, 1981.
Němeček V.: *Sovětská letadla*. Praga, 1969.
Ponomariew A.: *Sowietskije awiacjonnyje konstruktory*. Moskwa, 1980.
Putiewoditiel. Muziej-wystawka awiacjonnoj tiechniki WWS. Monino, 1969.
Rabkin I.: *Wriemia, ludi, samoloty*. Moskwa, 1985.
Razwitije awiacjonnoj nauki i tiechniki w SSSR. Moskwa, 1980.
Samoloty Strany Sowietow. Moskwa, 1974.
Stefanowski P.: *Trista nieizwiestnych*. Moskwa, 1973.
Szawrow W.: *Istorija konstrukcij samolotow w SSSR 1938–1950*. Moskwa, 1978.
Szelest I.: *Leczu za miecztoj*. Moskwa, 1973.
Szelest I.: *S kryła na kryło*. Moskwa, 1977.
Winogradow R., Minajew A.: *Samoloty SSSR*. Moskwa, 1961.

Czasopisma

Awiacja i Kosmonawtika (ZSRR), *Flieger Revue* (NRD), *Krylja Rodiny* (ZSRR), *Letectvi a Kosmonautika* (Czechosłowacja), *Modelist-Konstruktor* (ZSRR), *Przegląd Wojsk Lotniczych i Wojsk Obrony Powietrznej Kraju*, *Skrzydlata Polska*, *Sowietskoje Wojennoje Obozrienije* (ZSRR), *Technika Lotnicza i Astronautyczna*, *Tiechnika Molodioży* (ZSRR), *Tiechnika i Wooruženije* (ZSRR).

Liczne materiały archiwalne, instrukcje i zdjęcia pochodzą ze zbiorów Centralnego Muzeum Sił Zbrojnych ZSRR w Moskwie, Muzeum im. Żukowskiego w Moskwie, Centralnego Domu Lotnictwa i Kosmonautyki im. Frunze w Moskwie, Centralnej Biblioteki Wojskowej i Wojskowej Agencji Fotograficznej.

Skorowidz nazw samolotów MiG

Wydawnictwa Komunikacji i Łączności, Warszawa 1987.
Wydanie I. Nakład 29 650 + 350 egz.
Ark. wyd. 20. Ark. druk. 17,5.
Oddano do składania we wrześniu 1985 r.
Podpisano do druku w listopadzie 1987 r.
Papier offsetowy kl. V, 70 g, rola 61 cm.
Zamówienie P/181/84. K/9673.
Poznańskie Zakłady Graficzne im. M. Kasprzaka w Poznaniu B-8/982

Cena zł 450.–

ISBN 83-206-0606-3
ISSN -0239-5983